

制 导 弹 药 技 术

The Technology of Guided Ammunition

崔 平 周晓东 徐敬青 等著

電 子 工 業 出 版 社

Publishing House of Electronics Industry

北京·BEIJING

内 容 简 介

本书对制导弹药所运用的制导与控制一般原理、相关技术做了简单而又系统的介绍,内容包括制导弹药的基本概念、制导弹药控制飞行基础、制导规律、常用制导装置以及几种典型的制导系统。

本书可作为生长军官高等教育弹药工程专业、生长军官任职培训弹药技术专业教材,亦可作为部队弹药技术保障与使用人员的工作参考书。

未经许可,不得以任何方式复制或抄袭本书之部分或全部内容。

版权所有,侵权必究。

图书在版编目(CIP)数据

制导弹药技术/崔平等著. —北京:电子工业出版社, 2018.12

ISBN 978-7-121-35321-5

I. ①制… II. ①崔… III. ①弹药—制导系统—军事技术—高等学校—教材 IV. ①E927.5

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第244379号

策划编辑:左 雅

责任编辑:左 雅

印 刷:

装 订:

出版发行:电子工业出版社

北京市海淀区万寿路173信箱 邮编:100036

开 本:787×1 092 1/16 印张:14.5 字数:371.2千字

版 次:2018年12月第1版

印 次:2018年12月第1次印刷

定 价:58.00元

凡所购买电子工业出版社图书有缺损问题,请向购买书店调换。若书店售缺,请与本社发行部联系,联系及邮购电话:(010) 88254888, 88258888。

质量投诉请发邮件至 zlts@phei.com.cn, 盗版侵权举报请发邮件至 dbqq@phei.com.cn。

本书咨询联系方式:(010) 88254580, zuoya@phei.com.cn。

前 言

射程、精度和威力是弹药的三大主要战术技术指标，远程压制、精确打击和高效毁伤是弹药领域永恒的话题。远程压制主要由弹药的发射部决定，高效毁伤主要由弹药的战斗部决定。而本书则针对弹药的精确打击而作，详细阐述了制导弹药的一般原理和相关技术问题。与传统无控弹药相比，制导弹药具有结构原理新颖、技术密集、效费比高、信息交联程度复杂、相关技术涉及的学科领域广等特点，因此，需要对其进行系统深入的学习，才能较好地理解弹药制导与控制系统的原理方法，为从事弹药工程专业技术管理与保障工作提供良好的理论参考。

全书共十一章。第一章绪论，主要阐述了制导弹药的基本概念、制导系统的功能和组成、制导系统的分类以及对制导系统的一般要求。第二章制导弹药控制飞行基础，主要阐述了制导弹药的气动外形、坐标系知识、空气动力、气动力矩、弹体的控制飞行原理、制导弹药的控制方式、制导弹药运动方程组的建立以及弹体的操纵性、机动性和过载的概念。第三章制导规律，主要阐述了自寻的制导和遥控制导两类制导系统采用的经典制导规律。第四章惯性测量原理，主要阐述了陀螺仪和加速度计两类惯性元件的测量原理。第五章地磁测量原理，主要阐述了地球磁场基础知识、敏感地磁的方法以及地磁探测技术的应用。第六章激光探测原理，主要阐述了激光测距原理和激光导引头原理。第七章雷达探测原理，主要阐述了雷达目标距离和角度测量原理以及毫米波导引头原理。第八章执行机构，主要阐述了舵机执行机构、推力矢量执行机构和直接力控制式执行机构三类执行机构的原理，以及对执行机构的要求。第九章典型自主制导，主要阐述了惯性制导、卫星制导以及组合制导的原理。第十章典型自导引制导，主要阐述了红外点源和成像自导引制导、电视自导引制导以及激光自导引制导的原理。第十一章典型遥控制导，主要阐述了遥控指令制导和激光驾束制导的原理。

本书由崔平、周晓东、徐敬青等著，文健、齐杏林、范志锋、王金柱、杨岩峰、崔亮等参加了部分章节内容的编写工作。全书由崔平统稿。赵晓利教授对全书进行了审阅。本书在编写过程中，得到了陆军工程大学石家庄校区机关以及弹药工程系的大力支持，在此表示衷心感谢。

由于作者水平有限，书中错误和不当之处在所难免，敬请读者批评指正。

编著者
2018 年 8 月

目 录

第一章 绪 论	1
第一节 基本概念	1
第二节 制导系统的功能和组成	2
第三节 制导系统的分类	4
第四节 对制导系统的一般要求	8
第二章 制导弹药控制飞行基础	10
第一节 制导弹药的气动外形	10
第二节 坐标系知识	13
第三节 空气动力	19
第四节 气动力矩	22
第五节 弹体的控制飞行原理	25
第六节 制导弹药的控制方式	32
第七节 制导弹药运动方程组的建立	34
第八节 弹体的操纵性、机动性和过载	37
第三章 制导规律	40
第一节 概 述	40
第二节 自寻的制导规律	41
第三节 遥控制导规律	47
第四章 惯性测量原理	52
第一节 陀螺仪	52
第二节 加速度计	65
第五章 地磁测量原理	72
第一节 地球磁场基础知识	72
第二节 敏感地磁的方法	80
第三节 地磁探测技术应用	88
第六章 激光探测原理	93
第一节 概 述	93
第二节 激光测距原理	94
第三节 激光导引头原理	96
第七章 雷达探测原理	103
第一节 雷达的工作原理	103
第二节 目标距离的测量	110

第三节 目标角度的测量·····	112
第四节 毫米波导引头·····	121
第八章 执行机构·····	124
第一节 概 述·····	124
第二节 舵机执行机构·····	124
第三节 推力矢量执行机构·····	129
第四节 直接力控制式执行机构·····	131
第五节 对执行机构的要求·····	135
第九章 典型自主制导·····	136
第一节 惯性制导·····	136
第二节 卫星制导·····	166
第三节 组合制导·····	183
第十章 典型自导引制导·····	196
第一节 红外点源自导引·····	196
第二节 红外成像自导引·····	207
第三节 电视自导引·····	211
第四节 激光自导引·····	213
第十一章 典型遥控制导·····	215
第一节 遥控指令制导·····	215
第二节 激光驾束制导·····	219
参考文献·····	224

第一章 绪 论

第一节 基本概念

一、弹 药

所谓弹药，一般是指装有火药、炸药或其他装填物，借助枪械、火炮、火箭、飞机、人力等不同方法将其发射、投放或布放到敌方或其他预定位置，能完成摧毁目标或其他作战任务的一种军事装备。

从结构上说，弹药一般由战斗部和发射(动力)部两大部分组成。其中战斗部一般由引信和弹丸构成。而发射部一般由发射装药(或推进剂)、药筒(或燃烧室)、底火(或点火具)构成。

二、制导弹药

从弹药的发展来看，最初出现的是无控弹药。说得具体一些，在第二次世界大战之前，人类在战争中使用的仅有常规无控弹药。大家知道，常规无控弹药的命中精度很低，因此战争中弹药的消耗量很大。到了第二次世界大战的后期(1942年)，德国人首先研制成功并且在战争中使用到了导弹V-1和V-2。第二次世界大战以后，各国都十分重视发展导弹。尤其是美苏两国，他们缴获了德国有关导弹方面的大批资料、实物，俘虏了当时研制导弹的人员，花了很大力量研究导弹。从此以后，各种导弹陆续登上了历史舞台，并在战争中扮演越来越重要的角色。

导弹之所以能够实现对目标的精确打击，是因为与常规无控弹药相比，导弹结构上，除了战斗部、动力部外，还包括制导系统，能实现对外弹道的控制飞行。然而，导弹也有其缺点，那就是价格相当昂贵。我们说高技术一方面意味着高效能；另一方面也代表着高投入、高消耗。对于一个国家而言，没有发达的国民经济作为支持，导弹是打不起的。

随着战争思想的发展，炮兵的任务范围不断扩大，增加武器射程成为各国炮兵的首要目的。大家知道，弹药有三个主要的战术技术指标：射程、精度和威力，其中射程和精度这两大指标对于常规无控弹药而言是相互制约的，一般来说，射程增加，精度必然降低。导弹出现之后，人们开始思考，能否把导弹的技术应用到常规无控弹药上来，把常规弹药加以控制使其在现有射程或增加射程的情况下，精度大幅度提高，而成本不会太高呢？随着科学技术的不断发展，这种设想逐渐成为现实，于是就出现了制导弹药。

所谓制导弹药(Guided Ammunition)是指外弹道上具有探测、识别、导引能力，能准确攻击目标或大幅提高对目标命中精度的弹药。

在不同的文献中，制导弹药的涵盖范畴并不相同。较狭义的理解认为，制导弹药是指在常规发射平台不变，甚至使用和维护都不变的情况下，在已有常规无控弹药之外增加的可制导弹药。在这种狭义的理解下，制导弹药包括末制导弹药、炮射导弹、弹道修正弹药、制导火箭弹等。当前存在的对制导弹药较广义的理解，是将反坦克导弹也归类为制导弹药。

末制导弹药是指在外弹道末段具有探测、识别、导引能力攻击目标的弹药。按照发展历史,末制导弹药分为人工照射末制导弹药(第一代)及自动寻的末制导弹药(第二代)。按照发射平台不同,末制导弹药分为末制导炮弹、末制导子弹药和末制导航弹等。

典型的末制导炮弹有俄罗斯的“红土地”末制导炮弹和美国的“铜斑蛇”末制导炮弹。这两种末制导炮弹都是人工照射末制导弹药,属于第一代末制导炮弹。

典型的末制导子弹药有美国为多管火箭炮、陆军战术导弹系统以及三军通用远程攻击导弹(TSSAM)研制的BAT智能反装甲子弹药,该末制导子弹药采用声学/红外复合制导方式,属于自动寻的末制导弹药。

典型的末制导航弹有美国“宝石路”系列末制导炸弹,这种末制导航弹已经发展到了第四代,前面几代采用的是激光半主动制导技术,第四代采用毫米波制导技术。另外一种末制导航弹是AGM-130(采用红外制导技术)。第四代“宝石路”和AGM-130这两种末制导航弹均能实现投放后不用管,属于自动寻的末制导弹药。

炮射导弹是由装甲车辆或地面反坦克炮发射的用以摧毁固定的或运动的装甲目标的制导炮弹,它在整个外弹道上能探测、捕获、跟踪,直至命中目标。典型的炮射导弹武器系统有俄罗斯的巴斯基昂炮射导弹武器系统(坦克炮)、卡斯捷特炮射导弹武器系统(反坦克炮)、法国的“阿克拉”、美国的“橡树棍”等。

弹道修正弹药是指出炮口后的飞行过程中,对弹道进行有限次修正,从而提高其命中精度的弹药。按照发射平台不同,目前弹道修正弹主要分为弹道修正炮弹和弹道修正火箭弹两类。弹道修正炮弹是接收外界信号(控制指令或卫星信号),修正弹道的炮弹。典型的弹道修正炮弹,如瑞典的GJC4P弹,位于弹尾部的信号接收机在收到指令信号后,控制相应的燃气发生器喷口瞬时喷气,于是喷气产生的推力便自动修正弹道。弹道修正火箭弹是指接收卫星信号或无须接收外界信号,自行修正弹道的火箭弹,如俄罗斯的“旋风”70km火箭弹,采用简易惯性控制,其密集度 $CEP < 0.7\%$ 。

制导火箭弹指外弹道上具有探测、识别、导引能力,能准确攻击目标的火箭弹。目前制导火箭弹多采用卫星+惯导的方式全程对火箭弹的飞行轨迹和姿态进行测量和控制。

与导弹类似,制导弹药与常规无控弹药的最主要区别在于制导弹药包含制导系统。正是因为有了制导系统,使得制导弹药命中目标的精度大大提高,因此具有很高的效费比。以“红土地”末制导炮弹为例,一发“红土地”对坦克的摧毁概率大致与1000发常规152毫米榴弹相当。一发“红土地”价值20万元左右,一发常规无控152毫米榴弹价值2000元左右,1000发常规无控152毫米榴弹价值200万元左右,因此,“红土地”摧毁坦克的效费比是常规无控152毫米榴弹的10倍左右。虽然目前世界上各国的库存弹药还是以常规无控弹药为主,但随着制导弹药所需要的精确制导技术、计算机应用技术、弹丸远程新技术与威力新技术、抗高过载技术以及小型化技术等的高速发展,常规弹药制导化已成为弹药发展的必然趋势。

第二节 制导系统的功能和组成

制导弹药之所以能够对目标实施精确打击,核心是其结构上包含制导系统。弹药制导系统的基本任务是用来探测或测定制导弹药相对于目标的飞行情况,计算制导弹药实际位置与

预定位置的飞行偏差，从而形成引导指令，并操纵制导弹药改变飞行方向，使其沿预定弹道飞向目标。制导系统就是引导和控制弹药飞向目标的仪器、装置和设备的总称。

从功能上可将弹药制导系统分为引导系统和控制系统。弹药制导系统基本组成如图1-1所示。

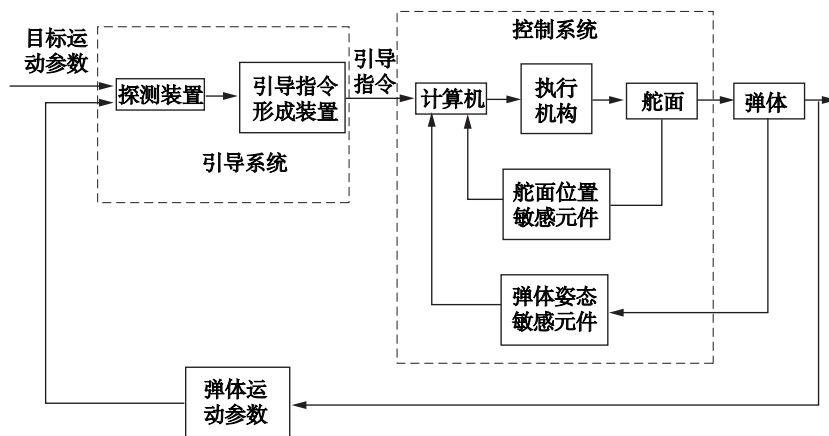


图 1-1 弹药制导系统基本组成

引导系统通过探测装置确定制导弹药相对目标或发射点的位置参数，按照设定的引导方式形成引导指令送给控制系统。探测装置对目标和制导弹药运动信息的测量，可以用不同类型的装置予以实现。探测装置可以是制导站上的红外雷达测角仪，也可以是装在制导弹药上的导引头。

控制系统响应引导系统送来的控制指令信号，产生相应的控制力迫使制导弹药改变运动方向，使其沿着要求的弹道飞行。控制系统的另一项重要任务是保证制导弹药在每一飞行段稳定地飞行。控制系统一般由弹体姿态敏感元件、计算机、舵面位置敏感元件、舵面和执行机构等组成。控制系统通常也称为自动驾驶仪。

弹药制导系统的工作过程如下：制导弹药发射后，在弹道的某段上，探测装置不断测量弹体相对于要求弹道的偏差，将此偏差送给引导指令形成装置。引导指令形成装置将该偏差信号加以变换和计算，形成引导指令，该指令要求弹体改变飞行方向或速度。引导指令信号送给控制系统，经过变换放大，通过执行机构驱动舵面偏转，改变弹体的飞行方向，使弹体回到要求的弹道上来。当弹体受到干扰，姿态角发生变化时，弹体姿态敏感元件检测出姿态偏差，并形成电信号送给计算机，从而操纵弹体恢复到原来的姿态，保证弹体稳定地沿着要求的弹道飞行。舵面位置敏感元件能感受操纵面位置，并以电信号的形式送入计算机。计算机接收引导指令信号、弹体姿态运动信号和舵面位置信号，经过比较计算，形成控制信号，以驱动执行机构。

以上是弹药制导系统功用和组成的一般情况。各类制导弹药制导系统差别很大。一般来说，制导弹药的控制系统都在弹上，引导系统则显得复杂多样。有的引导设备的主要部分放在弹的发射点，如炮射导弹；有的引导系统与发射点在不同的地方，如“红土地”末制导炮弹；有的引导系统全部放在弹上，如英国 81 毫米“灰背隼”末制导迫击炮弹。

第三节 制导系统的分类

根据敏感弹体飞行偏差和形成指令的方法不同,制导系统分为三种基本类型:自主制导、自寻的制导和遥控制导。为了提高导引性能,将这些基本类型优化组合起来称为复(组)合制导。

一、自主制导系统

自主制导系统是根据发射点和目标的位置,拟定一条预定弹道,飞行中依靠弹上的制导设备,测出弹体相对预定弹道的偏差,形成控制信号,控制弹体飞行并命中目标的一种制导系统。其特点是,发射后,制导弹药、发射点、目标三者间没有直接的信息联系,制导信息、制导弹药的制导与控制、命中精度等完全由弹上制导设备决定,不依赖于目标,因而不受干扰。一旦发射出去,就不能改变其预定弹道,不能对付活动目标。

自主制导系统主要用于攻击固定目标的制导弹药,也可以应用于某些制导弹药的初制导段、中制导段。

按控制信号拟制方法的不同,自主制导可分为方案制导、惯性制导、天文制导、地图匹配制导、卫星制导等。

(一) 方案制导系统

方案制导系统是按照预先拟定好的飞行方案,控制弹体飞向目标的一种自主制导系统。方案制导系统实际上是一种程序控制系统,所以方案制导又称程序制导。

方案制导系统由方案机构和弹上控制系统组成。方案机构按一定程序产生控制信号,送入弹上控制系统,并与弹上控制系统(自动驾驶仪)的稳定信号进行综合,操纵执行机构,使弹体按预定方案确定的弹道稳定地飞行并命中目标。方案制导系统方框图如图 1-2 所示。

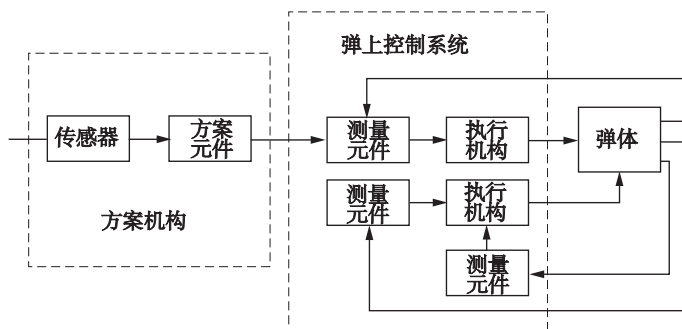


图 1-2 方案制导系统方框图

发射后,方案机构的传感器不断将弹体的飞行时间或飞行高度传送给方案元件,方案元件可以是机械的、电气的或电子的,方案元件输出一个与飞行时间或飞行高度相对应的俯仰控制信号,送入弹上控制系统俯仰通道的测量元件,与实际俯仰角信号进行比较。出现偏差时,测量元件输出的信号送入执行机构,使其操纵舵面偏转,以改变弹体的俯仰角,使其按预定方案连续地变化,直到弹体的俯仰角达到预定数值为止。

(二) 惯性制导系统

惯性制导系统是利用弹上装置的三个互相垂直轴方向的加速度计,测量出弹体质心运动的加速度分量,经积分得到弹体相对惯性空间的速度和坐标参数,在给定的速度和坐标的初始条件下,自主地形成控制信号,控制弹体飞行的一种自主制导系统。

(三) 天文制导系统

天文制导系统是利用对星体的观测和星体在天空的固有运动规律提供的信息来确定弹体在空间的运动参数,控制弹体飞行的一种自主制导系统。

天文制导系统完全自动化,精度较高,制导误差随制导弹药射程增加而增加,但受气象条件影响较大。因此,常与其他自主制导系统组合使用。

(四) 地图匹配制导系统

地图匹配制导系统是利用弹上计算机预存的地形图或景象图,与制导弹药飞行到预定位置时携带的传感器测出的地形图或景象图进行相关处理,确定出制导弹药当前位置偏离预定位置的偏差,形成制导指令,将制导弹药引向预定区域或目标的一种自主制导系统。

(五) 卫星制导系统

卫星制导系统是指利用弹上接收机接收卫星连续不断地发送给它们的识别码、位置及时间信息,通过计算得到制导弹药所处的空间位置和时间参数的一种自主制导系统。

二、自寻的制导系统

自寻的制导又称自动导引制导。它是利用装在弹上的导引头(寻的器)接收目标辐射的或反射的某种特征能量,确定目标和弹药的相对位置,在弹上形成控制信号,自动将弹药导向目标的制导系统。“自寻的制导系统”中的“的”是“目的”的“的”,是目标的意思。

按照所利用能量的能源所在位置不同,自寻的制导系统可分为主动式、半主动式和被动式三种类型。

1. 主动式。即照射目标的能源在弹上,可对目标辐射能量,同时由导引头接收目标反射回来能量的寻的制导系统。当弹上的主动导引头截获目标并转入正常跟踪后,就可以完全独立地工作,不需要弹外的任何信息。受弹上体积和质量的限制,其作用距离不是很大。

2. 半主动式。照射目标的能源不在弹上,弹上只有接收装置,能量发射装置设在弹药以外的位置,它的功率可以很大,半主动式寻的制导系统的作用距离比主动式要大。典型的半主动式制导系统是“红土地”末制导炮弹制导系统。

3. 被动式。目标本身就是辐射能源,不需要发射装置,由弹上导引头直接感受目标辐射的能量,导引头将以目标的特定物理特性作为跟踪的信息源。被动式自寻的系统的的作用距离不大,典型的被动自寻的系统是红外自寻的系统。

按照所利用能量的能源物理特征不同,自寻的制导系统可分为无线电寻的、光电寻的和声学寻的三种类型。

1. 无线电寻的制导。无线电寻的制导,利用装在弹上的设备接收目标辐射或反射的无线电波,实现对目标的跟踪,导引弹体飞行。

2. 光电寻的制导。光电寻的制导,利用装在弹上的设备接收目标辐射或反射的光波,形成目标点源信息或图像信息,实现对目标的跟踪,导引弹体飞行。

按照光波不同,光电寻的制导又可以分为红外点源寻的制导、红外成像寻的制导、激光

寻的制导、电视寻的制导等类型。

3. 声学寻的制导。声学寻的制导,利用装在弹上的设备接收目标发出的声音,实现对目标的跟踪,导引弹体飞行。声学寻的制导系统多用于水中运动的鱼雷中。

在自寻的制导系统中接收目标能量的接收装置,也就是测量目标相对弹体位置的装置,一般是导引头或目标位标器。在制导过程中,目标位标器不断地跟踪目标,测定目标方位和目标相对弹体的运动参数,根据这些参数形成的控制指令,送入自动驾驶仪。自动驾驶仪根据控制指令的要求,改变弹体的飞行姿态,从而改变弹体的飞行方向,跟踪目标,直至命中目标。其系统原理方框图如图 1-3 所示。

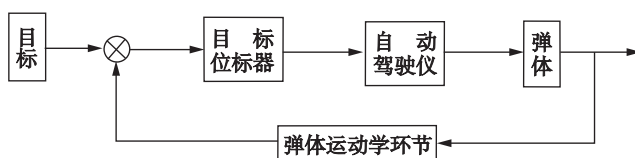


图 1-3 自寻的制导系统原理方框图

三、遥控制导系统

遥控制导系统,是由制导弹药以外的制导站向制导弹药发出引导信息的制导系统。根据引导指令在制导系统中形成的部位不同,遥控制导又分为驾束制导和遥控指令制导。

(一) 驾束制导系统

驾束制导系统,是制导站发出引导波束(无线电波束、激光波束),弹体在波束内飞行,弹上的制导设备感受它偏离波束中心的方向和距离,并产生相应的引导指令,操纵弹体飞向目标的制导系统。在多数驾束制导系统中,制导站发出的波束应始终跟踪目标。

根据制导站发出的引导波束不同,驾束制导系统可分为无线电(雷达)驾束制导系统和光学(激光)驾束制导系统两类。

图 1-4 所示为无线电驾束制导示意图。采用无线电驾束制导时,制导站的引导雷达(单脉冲雷达或圆锥扫描雷达)发出引导波束,弹体在引导波束中飞行,当它偏离引导波束光轴(等强信号线)时,由偏离的大小和方向,弹体自己形成引导指令,控制它飞回引导波束轴线,最后击中目标。

激光驾束制导系统,是用激光束跟踪目标,飞行在光束中的制导弹药感受其在光束中的位置,产生引导指令,导引弹体飞行并命中目标的一种驾束制导系统。

激光驾束制导系统由于系统简单,制导精度高,机动性强,抗干扰性能好,适于反坦克

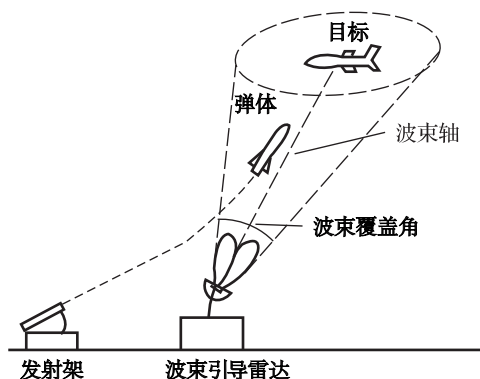


图 1-4 无线电驾束制导示意图

导弹, 近程低空、超低空防空导弹。俄罗斯“卡斯捷特”和“巴斯基昂”炮射导弹采用激光驾束制导系统。

激光驾束制导系统由制导站和弹上制导设备组成。制导站主要有瞄准跟踪系统和激光发射编码系统。弹上制导设备有接收译码系统和自动驾驶仪。

(二) 遥控指令制导系统

遥控指令制导系统, 是由制导站的引导设备(观测跟踪装置)同时测量目标、弹体的位置和其他运动参数, 并在制导站形成引导指令, 该指令通过无线电波或传输线传送至弹上, 弹上控制系统操纵弹体飞向目标的制导系统。

根据制导站的引导设备不同, 遥控指令制导可分为无线电指令制导和光电指令制导两类。

无线电指令制导系统通常由目标、制导弹药观测跟踪装置(制导雷达)、指令形成装置、指令传输系统(指令发射机、指令接收机)、弹上控制系统(自动驾驶仪)等组成。

光电指令制导系统用不在弹上的光学探测系统对目标和弹体进行测量, 提供目标和弹体的坐标信息, 根据导引规律形成相应的指令, 通过无线或有线传输到弹上, 控制弹体飞行。

波束制导和遥控指令制导虽然都是由制导站发出引导信息, 但引导指令形成的位置不同。波束制导中制导站的波束指向, 只给出弹体的方位信息, 而引导指令则由在波束中飞行的弹体感受其在波束中的位置偏差来形成。弹上的敏感装置不断地测量弹体偏离波束中心的大小与方向, 并据此形成引导指令, 使弹体保持在波束中心飞行。而遥控指令制导系统中的引导指令, 是由制导站根据目标和弹体的位置和运动参数来形成的。

与自寻的制导系统相比, 遥控制导系统在制导弹药发射后, 制导站必须对目标(指令制导中还包括弹体)进行观测, 并不断向弹体发出引导信息; 而自寻的制导系统中的制导弹药发射后, 只由弹上制导设备对目标进行观测、跟踪, 并形成引导指令。因此, 遥控制导设备分布在弹上和制导站上, 而自寻的系统的制导设备基本都装在导弹上。

遥控制导系统的制导精度较高, 作用距离可以比自寻的系统稍远些, 弹上制导设备简单。但其制导精度随导弹与制导站的距离增大而降低, 且易受外界干扰。

四、复合制导系统

自主制导系统、自寻的制导系统和遥控制导系统各有优缺点。自主制导系统制导精度较高, 抗干扰能力极强, 射程很远, 制导设备全在弹上, 但对制导设备的精密性要求高, 并且只能对付固定目标; 自寻的制导系统的制导精度高, 能够对付移动目标, 但抗干扰能力差, 作用距离短, 制导设备基本在弹上, 弹上设备复杂; 遥控制导系统能够用于对付移动目标, 制导精度高(随距离变化), 作用距离较远, 制导设备分装在弹上和制导站上, 弹上制导设备简单, 但抗干扰性较差, 射击后需要人员操作。

当制导精度要求较高时, 根据目标特性和要完成任务情况, 常把三种制导系统以不同的方式组合起来, 进一步提高制导系统的性能, 这就构成了复合制导系统。

根据制导弹药在整个飞行过程中, 或在不同飞行段上制导方法的组合方式不同, 复合制导可分为串联复合制导、并联复合制导和串并联复合制导三种。串联复合制导就是在飞行弹道的不同段上, 采用不同的制导方法。并联复合制导就是在整个飞行过程中, 或者在弹道的某一段上, 同时采用几种制导方式。串并联复合制导就是在飞行过程中, 既有串联又有并联

的复合制导方式。

例如“红土地”末制导炮弹，在弹道上过弹道顶点后采用惯性制导，在弹道末段采用激光半主动寻的制导，这不仅增大了制导系统的作用距离，而且提高了制导精度。

目前在制导弹药中应用前景好的是惯性制导加卫星制导的复合制导系统。采用惯导系统不断测得弹体的位置坐标，将其与规定的方案弹道比较，根据弹体的飞行弹道与方案弹道间的误差对弹体进行控制。在飞行时间长时有漂移误差，采用卫星定时对惯导系统进行校正，以确保系统的制导精度。

制导弹药采用串联复合制导时，飞行弹道各段上采用不同的制导体制，不同的制导体制采用不同的导引方法，前一制导阶段弹体的运动状态不一定适合后一制导阶段的要求。当制导体制转换时，两个制导阶段的弹道衔接是一个重要问题。复合制导的特殊问题是两种制导体制的交班技术。要达到不丢失目标，信息连续，控制平稳，弹道平滑过渡以及丢失目标后的再截获。

第四节 对制导系统的一般要求

一、制导精度高

发展制导弹药的目的是为了提高射击精度。射击精度由制导精度来保证。制导精度是制导系统最重要的指标，通常用引导误差 r 来描述，引导误差 r 是指弹体被引导到目标附近时，弹体与目标的最小距离。

对于制导弹药和战术导弹来说，引导误差的允许值可能在几米，有的甚至可与目标相碰；对于战略导弹，由于其战斗部威力大，其允许值可能在几十米。

提高制导精度的途径：选用复合制导和合适的导引规律，采用高精度测量器件、微电子器件和数字技术等。

二、对目标的分辨能力要强

制导弹药在工作时需要从背景和杂物中分辨出目标。目标分辨率包括距离分辨率和角度分辨率。距离分辨率是指对同一方位上，不同距离的两个目标的分辨能力，一般用能够分辨出的两个目标间的最短距离 Δr 表示；角度分辨率是指对同一距离上，不同方位的两个目标的分辨能力，一般用能够分辨出的两个目标与控制点连线间的最小夹角 $\Delta\varphi$ 表示，如图 1-5 所示。

弹药制导系统对目标的分辨率取决于它所用的传感器测量精度，为此，要采用高分辨率的传感器。

三、抗干扰能力要强

弹药制导系统的抗干扰能力是指在遭到敌方袭击、电子对抗、反导对抗和受到内部、外部干扰时，该制导系统保持其正常工作的能力。

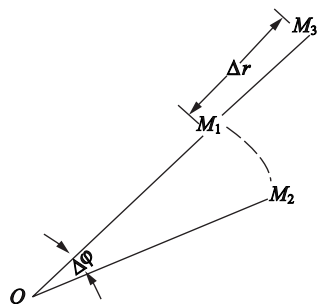


图 1-5 目标分辨率

弹药制导系统的抗干扰能力是由其中的目标探测器(装置)的性能决定的。为提高制导系统的抗干扰能力,一是要不断地采用新技术,使目标探测器(装置)对干扰不敏感;二是要在使用过程中加强目标探测器(装置)工作的隐蔽性、突然性,使敌方不易察觉目标探测器(装置)是否在工作;三是目标探测器(装置)可以采用多种工作模式,一种模式被干扰,立即转换到另一种探测模式。

四、可靠性高

弹药制导系统在给定的时间内和一定的条件下,不发生故障的工作能力,称为弹药制导系统的可靠性。

弹药制导系统的工作环境很复杂,影响弹药制导系统工作的因素有很多。例如,在运输、发射和飞行过程中,弹药制导系统会受到振动、冲击和加速度等影响;在保管和储存过程中,弹药制导系统会受到温度、湿度和大气压力的变化以及有害气体、灰尘等环境的影响。

弹药制导系统的每个元件,由于受到材料、制造工艺的限制,在外界因素的影响下,都可能使元件变质、失效,从而影响弹药制导系统的可靠性。

为了提高和保证弹药制导系统的可靠性,在研制时必须对弹药制导系统进行可靠性设计,采用优质耐用的元器件、合理的结构和精密的制造工艺。还必须正确地使用和维护,以保持弹药制导系统的可靠性。

五、体积小、质量轻,抗高过载

对于配用常规发射平台(制式火炮)的制导弹药来说,制导系统的体积受到严格限制,同时制导系统的质量还会影响射程。另外,用身管火炮发射时,弹药制导系统要承受上万个 g (这个 g 是重力加速度,单位是 m/s^2)的高过载,这就要求弹上的制导系统有抗高过载的能力。

第二章 制导弹药控制飞行基础

第一节 制导弹药的气动外形

当制导弹药以一定的速度在大气中运动时，弹体会受到空气动力和空气动力矩的作用。如果其他条件相同(如飞行速度、飞行高度等)，作用在制导弹药弹体上的空气动力和空气动力矩取决于制导弹药的气动外形。

一、分 类

按照不同的气动外形，可以把制导弹药分为无翼式和有翼式两大类。无翼式制导弹药不带弹翼，只有尾翼，有的甚至连尾翼也没有。无翼式制导弹药可以在空气稀薄或飞行速度较低的情况下实现控制飞行，如“Strix”末制导迫击炮弹(见图 2-1)。

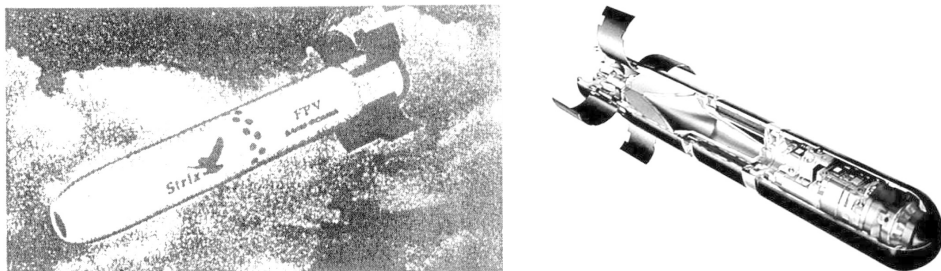


图 2-1 “Strix”末制导迫击炮弹

有翼式制导弹药的种类比较多，这类制导弹药都是在稠密的大气层内飞行，有控飞行高度一般在海拔 3000m 以下。这类制导弹药配有弹翼和舵面。根据弹翼和舵面的配置情况，又可以分为：正常式(舵在弹翼的后面)，如“铜斑蛇”末制导炮弹(见图 2-2)；鸭式(舵在弹翼的前面)，如“红土地”末制导炮弹(见图 2-3)；无尾式(没有尾翼，只有布置在弹后部的弹翼)，如红箭-73 反坦克导弹(见图 2-4)；旋转弹翼式(整个弹翼当作舵面一样在转动)。



图 2-2 “铜斑蛇”末制导炮弹



图 2-3 “红土地”末制导炮弹

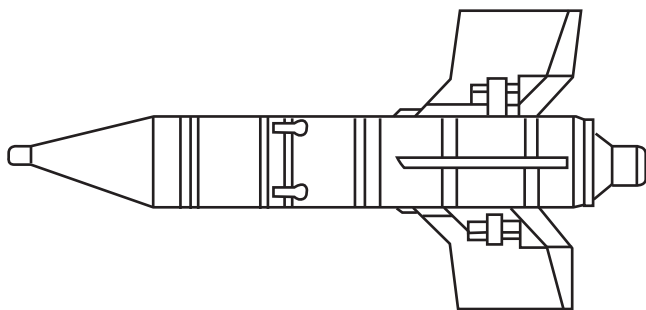


图 2-4 红箭-73 反坦克导弹

按照空气动力的对称情况，制导弹药可分为轴对称和面对称两类。轴对称的制导弹药应用较广泛，此类弹体上有两对弹翼和舵面，弹翼和舵面相对于弹体的安装又有不同的组合，常见的有“ \times — \times ”式、“ $+$ — $+$ ”式、“ \times — $+$ ”式、“ $+$ — \times ”式等。面对称制导弹药的外形与飞机相类似，只有一对呈“一”字形的弹翼，舵有飞机形、“一”字形和星形等配置情况，如图2-5所示。

对于有翼式制导弹药，全弹的升力大部分上是由弹翼提供的，弹翼在形成制导弹药的气动力特性中起着特别重要的作用。

二、弹翼的形状

(一) 平面形状

弹翼的平面形状常见的有：矩形、梯形、椭圆形、三角形及后掠形等(图2-6)。一般说来，低速下，用矩形、梯形、椭圆形的弹翼，而在超音速时，为减小阻力，主要用后掠形和三角形的弹翼。

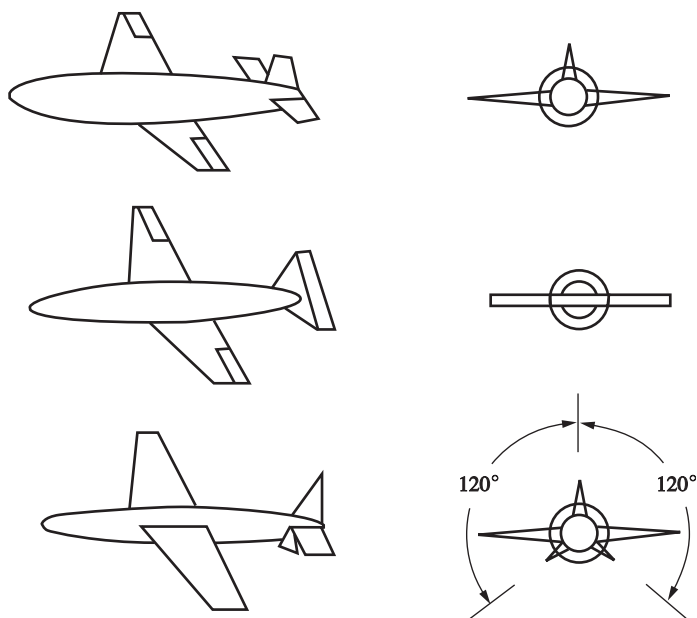


图 2-5 面对称制导弹药外形



图 2-6 弹翼的平面形状

(二) 剖面形状

弹翼的剖面形状称为翼型。通常是指平行于弹体纵向对称平面的翼剖面形状，有时也用与弹翼前缘相垂直的翼剖面。目前使用的翼型(图 2-7)，一类是亚音速翼型，通常有平凸形、双凸形、对称形等，这类翼型共同的特点是圆头尖尾；另一类是超音速翼型，通常有扁圆形、菱形和修正菱形等，这类翼型共同的特点是尖头尖尾。

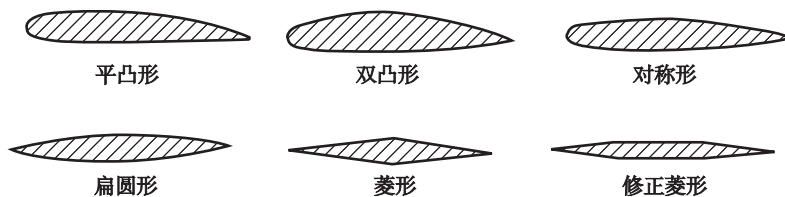


图 2-7 翼 型

第二节 坐标系知识

要建立制导弹药运动方程组,必须选取合适的坐标系。

一、常见坐标系定义

(一) 地面坐标系 $Oxyz$

坐标原点 O 取在发射点。 Ox 轴在发射点水平面内,一般取指向目标的方向(指向发射瞄准方向), Oy 轴沿发射点的重垂线向上, Oz 轴和 Oxy 平面垂直, $Oxyz$ 为右手直角坐标系。显然,它固连地球,如图 2-8 所示。

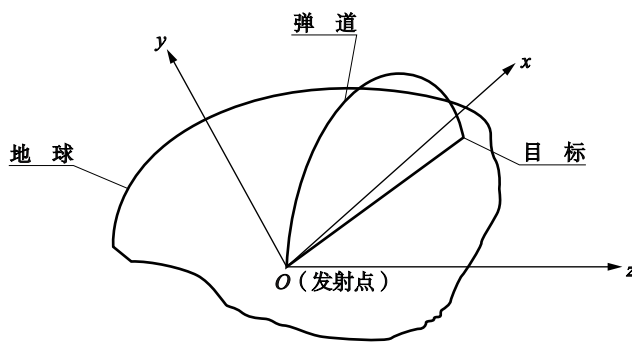


图 2-8 地面坐标系

地面坐标系随地球一起在空间旋转。它用于研究制导弹药质心相对地面的运动(常称为制导弹药的质心运动),确定制导弹药质心在空间的位置坐标 (x, y, z) ,也即确定弹道。

(二) 弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$

坐标原点 O 取在制导弹药(飞行部分)的质心, Ox_1 轴与制导弹药纵对称轴相一致,指向头部为正, Oy_1 轴在制导弹药纵向对称面内,垂直于 Ox_1 轴,向上为正, Oz_1 轴垂直于纵向对称面 Ox_1y_1 ,构成右手直角坐标系。此坐标系与制导弹药固连,随制导弹药一起运动,如图 2-9 所示。

(三) 准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$

坐标原点 O 取在制导弹药的质心,制导弹药的纵轴作为 Ox_4 轴,指向头部为正; Oy_4 轴在包含 Ox_4 轴的铅垂平面内(以发射坐标系为参考)垂直于 Ox_4 轴,向上为正; $Ox_4y_4z_4$ 坐标系构成右手直角坐标系。有的资料中称准弹体坐标系为半准弹体坐标系。

根据定义可知,弹体坐标系的 Ox_1 轴和准弹体坐标系的 Ox_4 轴是重合的,因此 Oy_1z_1 平面与 Oy_4z_4 平面是重合的,只是 Oy_1z_1 平面相对于 Oy_4z_4 平面以 ω_{x1} 的速度转动。为在弹体坐标系中表示重力方便起见,定义制导弹药纵轴与水平面的夹角为 ϑ 。

(四) 速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$

坐标原点 O 在弹壳(不动部分)质心。 Ox_3 轴和制导弹药的速度方向一致; Oy_3 轴位于制

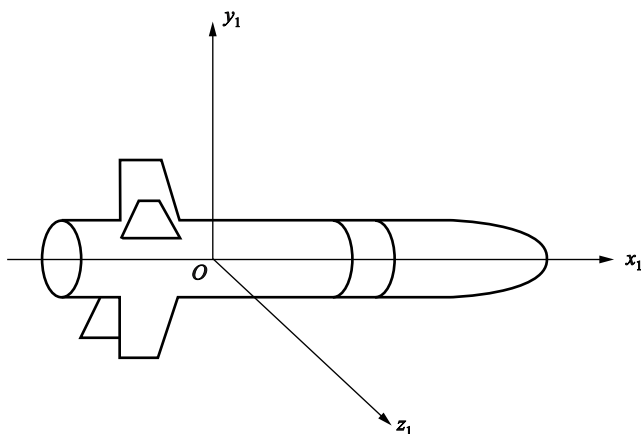


图 2-9 弹体坐标系

导弹药的纵向对称平面内,垂直于速度向量,向上为正; Oz_3 与 Ox_3y_3 面垂直并构成右手直角坐标系。制导弹药所受到的空气动力是在此坐标系中给出的。

(五) 弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$

坐标原点 O 在弹壳(不动部分)质心。 Ox_2 轴过原点 O 与弹道相切,即速度方向; Oy_2 轴在包含速度的铅垂平面内,且与 Ox_2 轴垂直,向上为正; Oz_2 与 Ox_2y_2 面垂直并组成右手直角坐标系。

制导弹药在空气中运动时,会受到不同的力和力矩作用,这些力和力矩分别是在不同坐标系中表示的,为了建立制导弹药运动方程组,必须将不同坐标系的力、力矩通过坐标变换,变换到某一特征的动坐标系中。

二、坐标系变换

(一) 地面坐标系与弹体坐标系变换

1. 变换矩阵

制导弹药相对于地面的姿态由三个姿态角来确定。制导弹药相对质心绕横轴(俯仰轴) Oz_1 的运动,称为俯仰运动。制导弹药相对质心绕竖轴(偏航轴) Oy_1 的运动,称为偏航运动。制导弹药相对质心绕纵轴(滚动轴) Ox_1 的运动,称为滚动运动。

确定制导弹药的三个姿态要用三个欧拉角来表示,定义如下:

ϑ : 俯仰角,也就是制导弹药的纵轴 Ox_1 与 Oxz 平面的夹角。制导弹药纵轴指向 Oxz 平面的上方为正,反之为负。

ψ : 偏航角,制导弹药的纵轴在 Oxz 平面的投影 Ox' 与 Ox 轴的夹角。以 Ox 轴逆时针转至 Ox' 为正,反之为负。

γ : 滚动角,制导弹药的纵坐标轴 Oy_1 与包含纵轴的铅垂平面(垂直于 Oxz 平面的平面)之间的夹角。从制导弹药尾部顺纵轴向前看,右转为正。

图 2-10 给出了弹体坐标系与地面坐标系之间的关系。

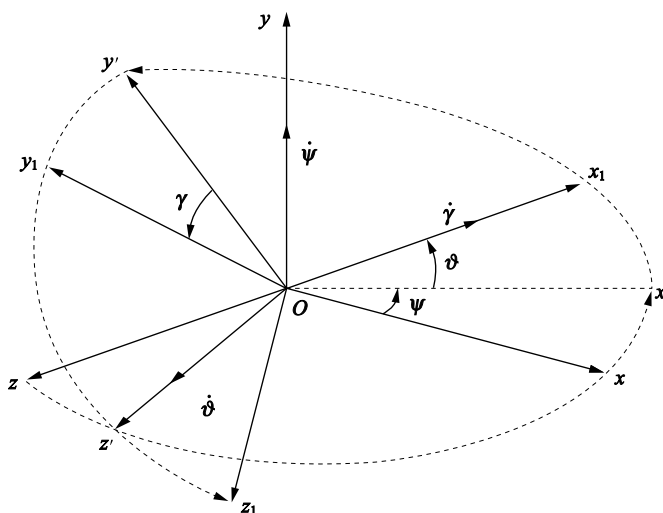


图 2-10 弹体坐标系与地面坐标系的关系

基本变换矩阵为:

$$L(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

$$L(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

$$L(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

如果三个姿态角的转动顺序为先 ϑ , 再 ψ , 最后 γ , 即 $\vartheta - \psi - \gamma$, 则弹体坐标系到地面坐标系(发射坐标系)的坐标转换关系为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = L(\gamma)L(\psi)L(\vartheta) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

$$L_1 = L(\gamma, \psi, \vartheta) = L(\gamma)L(\psi)L(\vartheta) \quad (2-5)$$

其中变换矩阵为:

$$L(\gamma, \psi, \vartheta) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & \sin\vartheta\cos\psi & -\sin\psi \\ \cos\vartheta\sin\gamma\sin\psi - \sin\vartheta\cos\gamma & \sin\vartheta\sin\gamma\sin\psi + \cos\vartheta\cos\gamma & \sin\gamma\cos\psi \\ \cos\vartheta\cos\gamma\sin\psi + \sin\vartheta\sin\gamma & \sin\vartheta\cos\gamma\sin\psi - \cos\vartheta\sin\gamma & \cos\gamma\cos\psi \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

这里需要说明的是, 坐标系旋转的顺序并不是唯一的, 因此变换矩阵有不同的表达形式。

2. 角速度关系

弹体坐标系相对地面坐标系的旋转角速度向量 ω 在弹体坐标系中可表示为:

$$\omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \quad (2-7)$$

根据图 2-10 可得:

$$\omega = \dot{\vartheta} + \dot{\psi} + \dot{\gamma} \quad (2-8)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} &= \mathbf{L}(\gamma, \psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} + \mathbf{L}(\gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \\ \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \\ \begin{bmatrix} \dot{\gamma} - \dot{\vartheta}\sin\psi \\ \dot{\vartheta}\sin\gamma\cos\psi + \dot{\psi}\cos\gamma \\ \dot{\vartheta}\cos\gamma\cos\psi - \dot{\psi}\sin\gamma \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\psi \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma\cos\psi \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma\cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} \quad (2-9) \end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\psi \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma\cos\psi \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma\cos\psi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\gamma\tan\psi & \cos\gamma\tan\psi \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ 0 & \sin\gamma/\cos\psi & \cos\gamma/\cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

(二) 地面坐标系与准弹体坐标系的变换

根据坐标定义和上面基本转换矩阵可得地面坐标系与准弹体坐标系的变换关系为:

$$\begin{bmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{bmatrix} = \mathbf{L}(\psi)\mathbf{L}(\vartheta) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2-11)$$

$$\mathbf{L}_4 = \mathbf{L}(\psi, \vartheta) = \mathbf{L}(\psi)\mathbf{L}(\vartheta) \quad (2-12)$$

(三) 弹体坐标系与准弹体坐标系的变换

准弹体坐标系是为研究旋转弹的旋转运动而引入的。弹体坐标系相对于它有一个滚动角 γ 。因此, 弹体坐标系向准弹体坐标系的坐标转换为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{bmatrix} = \mathbf{L}(\gamma) \begin{bmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{bmatrix} \quad (2-13)$$

(四) 地面坐标系与弹道坐标系变换

弹道倾角 θ : 指制导弹药的速度向量 v 与水平面间的夹角。若速度向量指向水平面上方, 则 θ 角为正, 反之为负。

弹道偏角 ψ_v : 指制导弹药速度向量 v 在水平面内的投影与地面坐标系的 Ox 轴间的夹角。迎 ψ_v 角平面观察, 若由 Ox 轴转至 Ox' 轴是逆时针旋转, 则 ψ_v 角为正, 反之为负。

图 2-11 给出了地面坐标系与弹道坐标系之间的关系。

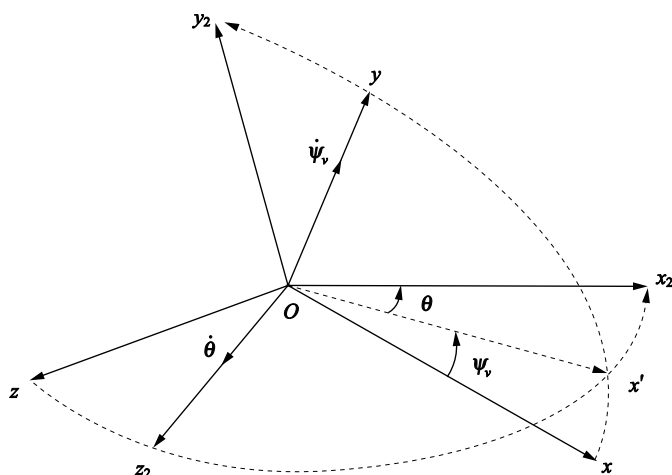


图 2-11 地面坐标系与弹道坐标系的关系

1. 基本变换矩阵

$$L(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-14)$$

$$L(\psi_v) = \begin{bmatrix} \cos\psi_v & 0 & -\sin\psi_v \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi_v & 0 & \cos\psi_v \end{bmatrix} \quad (2-15)$$

2. 变换矩阵

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = L(\psi_v, \theta) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2-16)$$

$$L(\psi_v, \theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi_v & \sin\theta\cos\psi_v & -\sin\psi_v \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ \cos\theta\sin\psi_v & \sin\theta\sin\psi_v & \cos\psi_v \end{bmatrix} \quad (2-17)$$

3. 角速度关系

弹道坐标系相对地面坐标系的旋转角速度在弹道坐标系上的分量为 $\omega_2 = [\omega_{x2} \quad \omega_{y2} \quad \omega_{z2}]^T$, 则 $\omega_2 = \dot{\theta} + \dot{\psi}_v$ 。

$$\begin{bmatrix} \omega_{x2} \\ \omega_{y2} \\ \omega_{z2} \end{bmatrix} = L(\psi_v) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi}_v \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\theta}\sin\psi_v \\ \dot{\psi}_v \\ \dot{\theta}\cos\psi_v \end{bmatrix} \quad (2-18)$$

(五) 速度坐标系与弹体坐标系变换

1. 变换矩阵

利用速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$ 和弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 的关系, 可以确定气流相对于制导弹药的方位, 以便确定作用在制导弹药上的空气动力。速度坐标系与弹体坐标系可以用如下角度描述。

α : 攻角, 也就是制导弹药的纵轴 Ox_1 与 Ox_3z_3 平面的夹角。制导弹药纵轴指向 Ox_3z_3 平面的上方为正, 反之为负。

β : 侧滑角, 制导弹药的纵轴在 Ox_3z_3 平面的投影 Ox' 与 Ox_3 轴的夹角。以 Ox_3 轴逆时针转至 Ox' 为正, 反之为负。

图 2-12 给出了弹体坐标系和速度坐标系之间的关系。

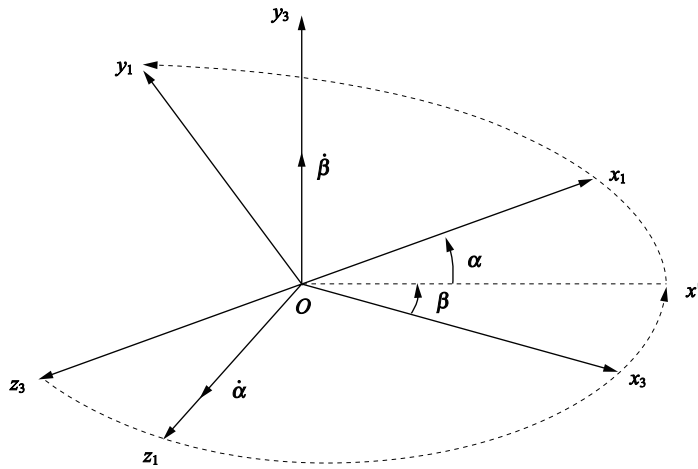


图 2-12 弹体坐标系和速度坐标系的关系

基本变换矩阵为:

$$L(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-19)$$

$$L(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2-20)$$

如果两个姿态角的转动顺序为先 α , 后 β , 即 $\alpha - \beta$, 则速度坐标系到弹体坐标系的坐标转换关系为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = L(\beta, \alpha) \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} \quad (2-21)$$

$$L(\beta, \alpha) \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha\cos\beta & -\sin\beta \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha\sin\beta & \sin\alpha\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2-22)$$

2. 角速度关系

弹体坐标系相对于速度坐标系的旋转角速度在速度坐标系上的分量为

$$\begin{bmatrix} \omega_{x3} \\ \omega_{y3} \\ \omega_{z3} \end{bmatrix} = L^T(\alpha) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\beta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\beta}\sin\alpha \\ \dot{\beta}\cos\alpha \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} \quad (2-23)$$

(六) 弹道坐标系与速度坐标系变换

速度滚转角(速度倾斜角) γ_v : 位于制导弹药纵向对称面内的 Oy_3 轴与包含速度向量 v 的铅垂面 Ox_2y_2 之间的夹角。从弹尾向前看, 若纵向对称面向右倾斜, 则 γ_v 为正, 反之为负。

弹道坐标系与速度坐标系变换矩阵为

$$\begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = L(\gamma_v) \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (2-24)$$

$$L(\gamma_v) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_v & \sin\gamma_v \\ 0 & -\sin\gamma_v & \cos\gamma_v \end{bmatrix} \quad (2-25)$$

速度坐标系相对于弹道坐标系的旋转角速度在速度坐标系上的分量: $\omega_3 = \dot{\gamma}_v$ 。

第三节 空气动力

当制导弹药以一定的速度在大气中飞行时, 除了受到重力和发动机推力的作用外, 它的弹身、弹翼和舵面还会受到空气动力的作用, 这些空气动力的总和就是制导弹药受到的总空气动力, 通常用 R 来表示。习惯上, 常把作用在弹体上的总空气动力 R 分解成三个互相垂直的分量来研究。这种分解是在速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$ 上进行的。

把弹体受到的总的空气动力沿速度坐标系三个轴分解, 依次得到阻力 X 、升力 Y 和侧力 Z 。习惯上, 把阻力 X 的正向定义为 Ox_3 轴的负向, 升力 Y 和侧力 Z 的正向与 Oy_3 、 Oz_3 轴的正向一致。

对于轴对称弹体, 升力 Y 和侧力 Z 两者产生的原理及其特性基本一样, 因此一般只研究升力 Y 和阻力 X 。

一、升力

全弹的升力可以看成是弹体各部件(弹翼、弹身和舵面)的升力之和再加上必要的修正。由于弹翼和弹身、舵面产生升力的原因类似, 因此这里只讨论弹翼的升力。

首先来讨论一下低速理想(无黏性)气流流过非对称翼型时升力产生的物理原因。低速

理想气流流经非对称翼型的流线图如图 2-13 所示, 攻角为 0。来流从弹翼的前沿 A 分成两股, 分别沿上、下翼面流至后沿 B 并重新汇合向后流去。由于上翼面凸出得多, 造成上表面流管比下表面流管细, 故上表面比下表面的流线密集, 气流的流速高, 压强低, 而下表面气流流速低, 压强高, 于是, 便产生了对弹翼的升力 Y 。升力垂直于气流速度向量。

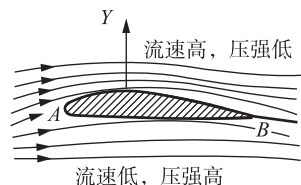


图 2-13 低速理想气流流经非对称翼型

如果弹翼是对称的翼型, 当制导弹药的弹翼平放在气流中时, 则由于上、下翼面处的压强分布完全对称, 无压力差, 故没有升力产生。所以低速理想气流流过对称翼型时, 要产生升力必须有一个正的攻角, 这样, 弹翼上、下表面处的气流与非对称翼型相似, 才会产生升力。

当超音速气流流过对称翼型时, 要产生升力, 则必须有一个正的攻角。在超音速情况下, 气流流经弹翼要产生激波和膨胀波。当超音速气流以攻角 α 流过平板翼型弹翼时, 弹翼的前沿下表面和后沿上表面的气流受到压缩产生激波, 波后气流流速减慢, 压强升高; 弹翼的前沿上表面和后沿下表面的气流骤然加速, 产生膨胀波, 波后气流压强降低。激波与膨胀波的形成, 较大地改变了平板翼的压力分布。弹翼前沿下部压力大于上部压力, 尾部相反, 故弹翼获得升力。

全弹升力 Y 的计算公式如下:

$$Y = C_y \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (2-26)$$

式中 C_y ——升力系数, 无量纲比例系数;

ρ ——空气密度;

v ——制导弹药飞行速度;

S ——参考面积, 通常取弹翼面积或弹身最大横截面积。

在制导弹药气动布局和外形尺寸给定的条件下, 升力系数 C_y 基本上取决于马赫数 Ma 、攻角 α 和升降舵的舵面偏转角 δ_z (简称为舵偏角, 按照通常的符号规则, 升降舵的后缘相对于中立位置向下偏转时, 舵偏角定义为正), 即

$$C_y = f(Ma, \alpha, \delta_z) \quad (2-27)$$

在攻角和舵偏角不大的情况下, 升力系数可以表示为 α 和 δ_z 的线性函数, 即

$$C_y = C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z \quad (2-28)$$

式中 C_{y0} ——攻角和升降舵偏角均为零时的升力系数, 简称零升力系数, 主要是由制导弹药气动外形不对称产生的。

因此, 对于给定的制导弹药气动布局和外形尺寸, 升力可以看作为四个参数: 制导弹药速度、飞行高度、飞行攻角和升降舵偏角的函数, 即

$$Y = f(v, h, \alpha, \delta_z) \quad (2-29)$$

二、阻力

与升力类似, 全弹的阻力可以认为是各部件的阻力之和, 但考虑到各部件计算上的误差, 以及弹体上零星凸出物的影响, 往往把各部件阻力之和放大为 110%, 作为全弹的阻力值。

制导弹药的空气阻力通常分成两部分来进行研究。与升力无关的部分称为零升阻力(即升力为零时的阻力);另一部分取决于升力的大小,称为诱导阻力。即制导弹药的空气阻力为:

$$X = X_0 + X_i \quad (2-30)$$

式中 X_0 ——零升阻力;

X_i ——诱导阻力。

零升阻力包括摩擦阻力的压差阻力,是由于气体的黏性引起的。在超声速情况下,空气还会产生另一种形式的压差阻力——波阻。大部分诱导阻力是由弹翼产生的,弹身和舵面产生的诱导阻力较小。

当弹翼下表面的压强大于上表面的压强时,空气便要从下表面绕过翼尖向上表面流动,使翼尖部分的气流发生扭转而形成翼尖涡流。翼尖涡流使流过弹翼的空气产生下洗速度 v ,因而倾斜形成下洗流(见图 2-14)。气流向下倾斜的角度 ε ,称为下洗角。因升力与气流方向垂直,所以弹翼升力也相应地向右倾斜。实际升力 Y' 垂直飞行速度 v_d 方向的分力 Y 仍起着升力的作用,平行于飞行速度 v_d 方向的分力 X 与飞行速度方向相反,起着阻力的作用,它就是诱导阻力。

诱导阻力是由升力诱导而产生的,因此取名为“诱导阻力”。如果没有升力,诱导阻力也就不存在,因此可以说诱导阻力是为了获得升力而付出的一个代价。诱导阻力的产生主要来自弹翼,所以它主要与弹翼的几何形状和参数有关,即与影响升力的因素有关。

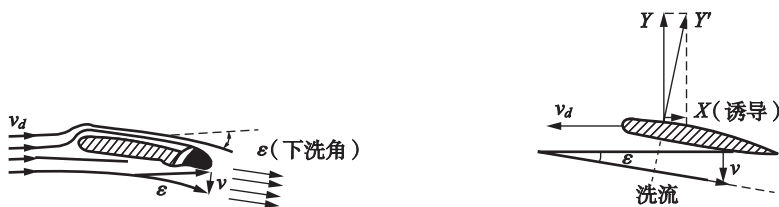


图 2-14 诱导阻力的产生

当攻角较小时,诱导阻力不大;但随着攻角的增大,其值迅速增加,在总阻力中的比例也随之提高,并逐渐成为主要部分。

全弹阻力 X 的计算公式如下:

$$X = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (2-31)$$

式中 C_x ——阻力系数。

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} \quad (2-32)$$

式中 C_{x0} ——零升阻力系数;

C_{xi} ——诱导阻力系数。

阻力系数 C_x 可通过理论计算或实验确定。在制导弹药气动布局和外形尺寸给定的条件下, C_x 主要取决于马赫数 Ma 、雷诺数 Re 、攻角 α 和侧滑角 β 。

第四节 气动力矩

若把弹体看成是一个刚体,则它在空间的运动可以看成其质心移动和绕质心转动的合成运动。质心的移动由作用在制导弹药上的力决定。绕质心转动则取决于作用在弹体相对于质心的力矩。这种力矩可由发动机的推力形成,也可由空气动力形成。下面只讨论空气动力形成的力矩,简称气动力矩。

前面研究空气动力时,是以速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$ 为基准进行研究的。而研究空气动力矩时,要以弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 为基准。

空气动力的作用点,即压力中心,一般情况下与弹体的质心是不重合的,故空气动力相对于弹体的质心要产生一个力矩,这个力矩称为空气动力矩,记为 M_R 。

M_R 可沿弹体坐标系 Ox_1 、 Oy_1 、 Oz_1 轴分解成三个力矩。绕 Ox_1 轴的力矩 M_{x_1} 使弹体发生滚转,称为滚转力矩;绕 Oy_1 轴的力矩 M_{y_1} 使弹体发生航向偏转,称为偏航力矩;绕 Oz_1 轴的力矩 M_{z_1} 使弹体发生高低转动,称为俯仰力矩。

为简化表示,以后把沿弹体坐标轴方向的三个力矩分量 M_{x_1} 、 M_{y_1} 、 M_{z_1} 中的脚注“1”略去。

一、俯仰力矩 M_z

俯仰力矩 M_z 在数值上等于作用在制导弹药上的空气动力在 Oy_1 轴垂直向上方向的分量与压力中心到制导弹药质心间距离的乘积(图 2-15),俯仰力矩 M_z 为:

$$M_z = Y_1(x_T - x_d) \quad (2-33)$$

式中 Y_1 ——空气动力在 Oy_1 轴垂直向上方向的分量;

x_T ——弹体质心至头部顶点的距离;

x_d ——弹体压力中心至头部顶点的距离。

在气动布局和外形参数给定的情况下,俯仰力矩的大小不仅与飞行马赫数 Ma 、飞行高度 H 有关,还与飞行攻角 α 、升降舵偏转角 δ_z 、制导弹药绕 Oz_1 轴的转动角速度 ω_z (下标“1”也省略,以下同)、攻角的变化率 $\dot{\alpha}$ 以及升降舵的偏转角速度 $\dot{\delta}_z$ 等有关。因此,俯仰力矩可表示成如下的函数形式:

$$M_z = f(Ma, H, \alpha, \delta_z, \omega_z, \dot{\alpha}, \dot{\delta}_z) \quad (2-34)$$

影响俯仰力矩的主要因素是攻角 α 、舵偏角 δ_z 和制导弹药绕其质心的转动角速度 ω_z 。

1. 攻角 α 引起的俯仰力矩 $M_z(\alpha)$

当制导弹药以小攻角 α 飞行时,由攻角引起的制导弹药升力与攻角 α 呈线性关系,因此,气动俯仰力矩 $M_z(\alpha)$ 也和攻角 α 呈线性关系,即有:

$$M_z(\alpha) = M_z^\alpha \alpha \quad (2-35)$$

式中 M_z^α ——俯仰力矩与攻角之间的比例系数。

由上式可得到关于制导弹药静稳定性的有关概念。设压力中心在制导弹药质心之后,此时对应 $M_z^\alpha < 0$ 。当制导弹药以正攻角飞行时, $M_z(\alpha)$ 为负值;而当制导弹药以负攻角飞行

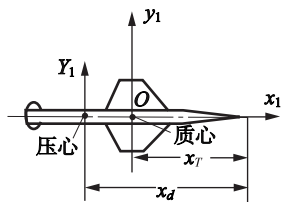


图 2-15 制导弹药的俯仰力矩

时, $M_z(\alpha)$ 为正值。可见, 处于平衡位置 ($\alpha = 0$) 的制导弹药, 若受到干扰偏离上述平衡位置, 则产生的力矩 $M_z(\alpha)$ 都会使制导弹药朝恢复原平衡位置的方向运动, 即使攻角 α 趋于 0 的方向运动。因此, 把压心位于质心之后 (或 $M_z^\alpha < 0$) 的制导弹药, 称为具有静稳定制导弹药, 如图 2-16a 所示。

如果压心在质心之前, 则 $M_z^\alpha > 0$, 当处于平衡位置 ($\alpha = 0$) 的制导弹药受到干扰而偏离平衡位置时, 则产生的力矩 $M_z(\alpha)$ 将使制导弹药向继续偏离平衡位置的方向运动, 即使 α 值越来越大。因此, 把压心位于质心之前 ($M_z^\alpha > 0$) 的制导弹药, 称为静不稳定制导弹药, 如图 2-16b 所示。

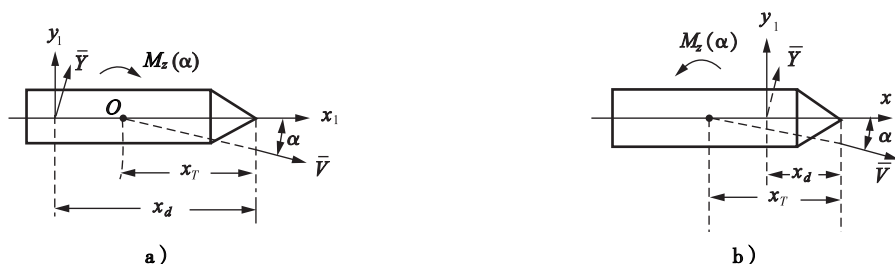


图 2-16 $M_z(\alpha)$ 与 α 的关系

a) 静稳定制导弹药; b) 静不稳定制导弹药

2. 俯仰操纵力矩 $M_z(\delta_z)$

制导弹药舵面偏转后, 形成的舵面升力 Y_δ 对制导弹药质心的力矩称为俯仰操纵力矩, 如图 2-17 所示。

当舵面偏转角 δ_z 较小时, 制导弹药的俯仰操纵力矩和舵偏角 δ_z 之间呈线性关系, $M_z(\delta_z)$ 为:

$$M_z(\delta_z) = M_z^{\delta_z} \delta_z \quad (2-36)$$

式中 $M_z^{\delta_z}$ ——俯仰操纵力矩与舵偏角之间的比例系数。

3. 俯仰阻尼力矩 $M_z(\omega_z)$

阻尼力矩是由制导弹药的旋转运动引起的, 其大小与制导弹药的转动角速度 ω_z 成正比, 方向与 ω_z 的方向相反。由于它阻止制导弹药的旋转运动, 故称为阻尼力矩。当制导弹药不做旋转运动时, 就没有阻尼力矩。

如图 2-18 所示, 当制导弹药绕其 Oz_1 轴转动时, 设角速度 ω_z 为负, 这就相当于制导弹药质心的前面有一个向上的相对气流, 质心的后面有一个向下的相对气流。于是, 质心之前部分产生一个向上的附加升力, 质心之后部分产生一个向下的附加升力, 这两部分绕质心产生一个附加力矩 $M_z(\omega_z)$, 这就是俯仰阻尼力矩。俯仰阻尼力矩的值为:

$$M_z(\omega_z) = M_z^{\omega_z} \omega_z \quad (2-37)$$

式中 $M_z^{\omega_z}$ ——俯仰阻尼力矩与俯仰角速度 ω_z 之间的比例系数。

这样, 制导弹药飞行时, 在攻角 α 、舵偏角 δ_z 和转动角速度 ω_z 的数值较小情况下, 可认为俯仰力矩和 α 、 δ_z 、 ω_z 间呈线性关系。因此, 俯仰力矩可写成三项之和, 即

$$M_z = M_z^\alpha \alpha + M_z^{\delta_z} \delta_z + M_z^{\omega_z} \omega_z \quad (2-38)$$

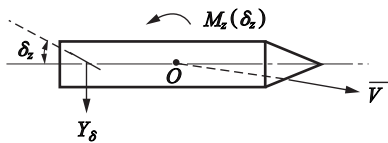


图 2-17 俯仰操纵力矩

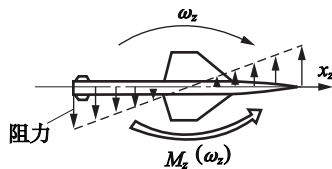


图 2-18 俯仰阻尼力矩

二、偏航力矩 M_y

制导弹药的偏航力矩 M_y 的作用是使弹体绕 Oy_1 轴做旋转运动。

在轴对称弹体上，偏航力矩产生的物理原因和俯仰力矩是一样的，所不同的是偏航力矩是由侧力产生的。在侧滑角 β 、方向舵偏角 δ_y 、弹体绕 Oy_1 轴的转动角速度 ω_y 都比较小时，可认为偏航力矩与 β 、 δ_y 、 ω_y 间保持线性关系。仿照俯仰力矩的表达式，得：

$$M_y = M_y^\beta \beta + M_y^{\delta_y} \delta_y + M_y^{\omega_y} \omega_y \quad (2-39)$$

式中 M_y^β ——偏航力矩与侧滑角 β 间的比例系数；

$M_y^{\delta_y}$ ——偏航力矩与方向舵偏角 δ_y 间的比例系数；

$M_y^{\omega_y}$ ——偏航力矩与偏航角速度 ω_y 间的比例系数。

三、滚转力矩 M_x

滚转力矩是由于迎面气流不对称地流过制导弹药而产生的，引起弹体滚转的因素很多，如侧滑飞行、副翼舵偏转、制导弹药绕纵轴转动以及生产上的安装误差等。下面只讨论轴对称制导弹药副翼舵偏转和制导弹药绕纵轴旋转而引起的滚转力矩。

轴对称制导弹药的副翼是一对能差动的舵面，即两个对称的舵面能同时反方向转动，也能同方向转动，当右舵面后缘向下偏转，左舵面后缘向上偏转时，左、右舵上分别产生一个向下、向上的升力 ΔY 。这两个力便产生滚转力矩，如图 2-19 所示。

当副翼舵偏角 δ_x 较小时，升力 ΔY 与 δ_x 呈线性关系。所以也认为滚转力矩 $M_x(\delta_x)$ 与 δ_x 呈线性关系，即为 $M_x^{\delta_x} \delta_x$ 。

当制导弹药绕纵轴以角速度 ω_x 转动时，制导弹药两边会附加上两个方向相反的速度。右半部分附加相对速度向上，左半部分附加相对速度向下，则左、右半部分分别出现向下、向上的附加升力 ΔY ，因而产生绕制导弹药纵轴的滚转阻尼力矩 $M_x(\omega_x)$ ，阻止制导弹药绕纵轴的转动，如图 2-20 所示。当 ω_x 较小时， $M_x(\omega_x)$ 与 ω_x 成正比，即为 $M_x^{\omega_x} \omega_x$ 。

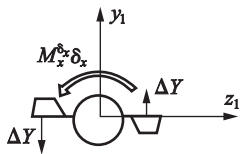
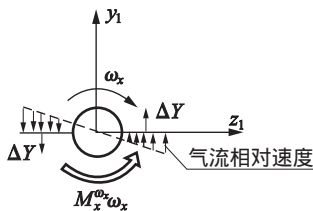


图 2-19 副翼偏转产生的滚转力矩

图 2-20 由 ω_x 引起的滚转力矩

所以滚转力矩 M_x 可表示为:

$$M_x = M_x^{\delta} \delta_x + M_x^{\omega} \omega_x \quad (2-40)$$

式中 M_x^{δ} ——滚转力矩与副翼舵偏角 δ_x 间的比例系数;

M_x^{ω} ——滚转力矩与滚转角速度 ω_x 间的比例系数。

第五节 弹体的控制飞行原理

制导弹药同常规无控弹药相比,之所以能够准确地命中目标,是因为我们按照一定的引导方法对弹体实施控制飞行的缘故。

弹体在大气中飞行时,受到发动机的推力 P 、空气动力 R 和重力 G 这三个力的作用,这三个力的合力就是弹体上受到的总作用力。显然,要对弹体进行控制飞行就是要想办法改变总作用力的大小和方向。但是,这三个力当中重力是无法改变的,所以,实际上能改变的力只有推力和空气动力。我们把推力和空气动力的合力记为 N , 并且把它分解为平行于弹体飞行方向的切向力 N_t 和垂直于弹体飞行方向的法向力 N_n 。切向力 N_t 能改变弹体飞行速度的大小,法向力 N_n 能改变弹体飞行速度的方向。如果法向力不为 0, 弹体将会在法向力所在平面内做曲线运动。

切向力 N_t 和法向力 N_n 都是控制弹体质心运动的力,所以称它们为切向控制力和法向控制力,或统称为控制力。

一、产生和改变控制力的方法

制导弹药按气动外形分为有翼和无翼两种。其中,有翼式制导弹药的弹体只能在稠密的大气层内飞行,主要通过改变空气动力 R 的方法来改变控制力。无翼制导弹药的弹体既可以在大气层内也可以在大气层外飞行,无翼制导弹药主要用改变推力 P 的方法来改变控制力。

下面以改变弹体空气动力 R 的方法为例来说明弹体的飞行控制原理。

我们知道,作用在弹体上的空气动力可分解为升力 Y 、侧力 Z 和阻力 X , 其中升力和侧力是垂直于飞行速度方向的,阻力与飞行速度方向相反。所以,利用空气动力来改变控制力,是通过升力和侧力来实现的。由于弹体的气动外形不同,改变升力和侧力的方法也略有不同。

(一) 轴对称弹体

轴对称弹体具有两对弹翼和舵面,在弹体的纵对称平面和侧对称平面内都能产生较大的空气动力。首先分析在纵对称平面内弹体的受力情况。

轴对称弹体在纵对称平面内的控制力如图 2-21 所示。

图 2-21 中, v 为弹体飞行速度, α 为攻角, θ 为弹道倾角。弹体在飞行过程中除了受到自身重力 G 、发动机推力 P 的作用外,还会受到升力 Y 的作用。把各个力分别向弹道法线方向上进行投影,并且记为 F_y , 那么:

$$F_y = Y + P \sin \alpha - G \cos \theta \quad (2-41)$$

因为重力无法控制,所以弹体上的法向控制力 N_y 为:

$$N_y = Y + P \sin \alpha \quad (2-42)$$

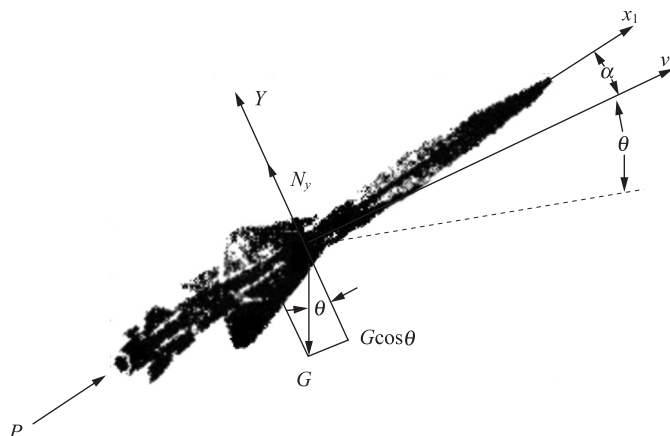


图 2-21 轴对称弹体在纵对称面内的控制力

根据牛顿第二定律和圆周运动可得如下关系式：

$$F_y = ma \quad (2-43)$$

即

$$N_y - G\cos\theta = m \frac{v^2}{\rho} \quad (2-44)$$

式中 v ——弹体的飞行速度；

m ——弹体的质量；

ρ ——弹道的曲率半径。

曲率半径 ρ 可以表示为：

$$\rho = \frac{ds}{d\theta} = \frac{ds/dt}{d\theta/dt} = \frac{v}{\dot{\theta}} \quad (2-45)$$

式中 $\dot{\theta}$ ——弹道倾角的变化率。

将上式代入式(2-44)，则可得：

$$N_y - G\cos\theta = mv\dot{\theta} \quad (2-46)$$

进一步整理得到：

$$\dot{\theta} = \frac{N_y - G\cos\theta}{mv} \quad (2-47)$$

由此可以看出，要使弹体在纵对称平面内向上或向下改变飞行方向，就需要利用操纵元件产生操纵力矩使弹体绕质心转动，来改变弹体的攻角。攻角改变后，升力 Y 发生改变，弹体的法向控制力 N_y 也随之改变。而且，当制导弹药的飞行速度一定时，控制力 N_y 越大，弹道倾角的变化率 $\dot{\theta}$ 就越大，也就是说，弹体在纵对称平面内的飞行方向改变得就越快。

同理，弹体在侧对称平面内的控制力为：

$$N_z = Z + P\sin\beta \quad (2-48)$$

由此可见，要使弹体在侧对称平面内向左或向右改变飞行方向，就需要通过操纵元件改变侧滑角，使侧力 Z 发生变化，从而改变侧向控制力 N_z 。

显然,要使弹体在任意平面内改变飞行方向,就需要同时改变攻角和侧滑角,使升力和侧力同时发生变化,此时,弹体的控制力 N_n 就是 N_y 和 N_z 的合力,如图 2-22 所示。

(二) 面对称弹体

面对称制导弹药在纵对称平面内产生控制力的情况与轴对称弹体在纵对称平面内产生控制力的情况相同。但是和轴对称弹体相比,在侧平面内面对称弹体所能产生的空气动力比较小。面对称制导弹药通过操纵元件,使弹体在有一定攻角的同时,产生一个倾角 γ ,这样弹体原来垂直向上的升力在倾角 γ 产生后,它的方向也偏转了一个角度 γ 。此时,升力的水平分量就成了弹体的侧向控制力 N_z ,如图 2-23 所示。而且,弹体的倾斜角越大,侧向控制力就越大。这就是面对称弹体如何产生和改变控制力的,和轴对称弹体相比,主要是侧向控制力的产生有一些不同。

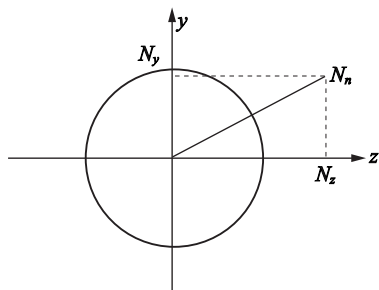


图 2-22 轴对称弹体在任意平面内的控制力

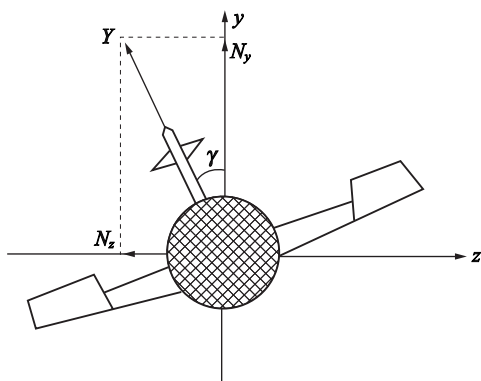


图 2-23 面对称弹体的控制力

二、旋转弹的控制飞行

目前,列装的大部分制导弹药在全弹道均以一定的低速绕自身纵轴旋转。旋转弹的控制靠弹体旋转时,舵面不停地按一定规律交替偏转,产生弹体所需方向和大小的周期等效控制力,实现对制导弹药俯仰和偏航的控制。

周期等效控制力是指在弹体滚转一周时,作用在弹体上的控制力,等效于弹体滚转一周时舵面真正作用在弹体上的气动力。此时,只要使周期等效控制力在弹体滚动一周时作用在弹体上的冲量等于舵面气动力作用在弹体上的冲量,它对弹体的作用力就可以认为是等效的。由于舵面偏转速度(过)高,弹体在俯仰或偏航角运动来不及响应舵面的运动速率,它所能响应的只能是在弹体滚转一周内,舵面操纵力对弹体作用的平均效果。弹体滚动速度越快,这种近似越加精确。所以,周期等效控制力又称为周期平均控制力。

众所周知,只有实现脉宽调制时,才能获得我们所要求的控制力。

若弹体每滚转 $1/4$ 周,控制信号的符号改变一次,相应的舵偏角也改变方向,那么,弹体滚转一周时,舵面要偏转四次(见图 2-24)。此时舵面气动力 $Y_{\text{舵}}$ 在 Oyz 平面内每扫过 $1/4$ 圆周就换向一次,而当舵面偏转四次时, $Y_{\text{舵}}$ 扫过的正好是一个圆。因此,周期等效控制力为零。但是,当控制信号不是等宽信号时,则情况就不同了。

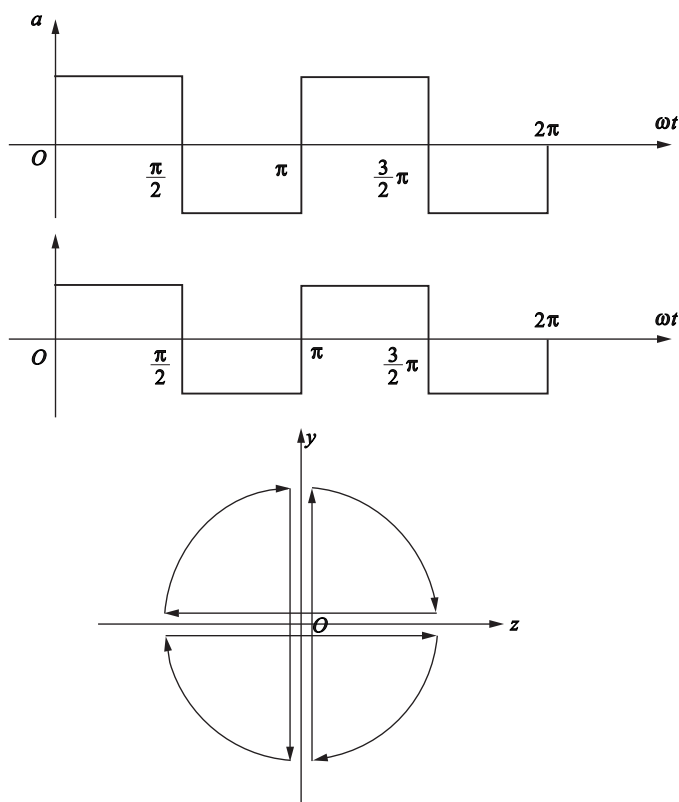


图 2-24 弹体滚转一周，舵偏转四次的等效控制力形成过程

在控制信号是脉宽调制信号时，设信号波形特点如图 2-25a 所示，此时舵面气动力 $Y_{\text{舵}}$ 扫过的图形正如图 2-25a 中的下图所示。在 2θ 范围内， $Y_{\text{舵}}$ 扫过两次，而上下两块对称图形所代表的力可互相抵消，故在 2θ 范围内的扇面弧长两倍就是它的周期等效控制力 $F_{\text{等}}$ 。从该图中还可看出 θ 越大，则 2θ 所对应的重复两次的扇面弧长也越长，因而 $F_{\text{等}}$ 也越大。

若改变控制信号相应(见图 2-25b)控制信号的相位比图 2-25a 所示的超前 90° ，而它的周期等效控制力也改变了方向，比图 2-25a 所示的亦超前 90° ，即 $F_{\text{等}}$ 向弹体滚转的相反方向逆时针转了 90° 。这说明控制信号的相位超角 φ 角时，则 $F_{\text{等}}$ 也同样要超前(比 z 轴) φ 角(从 z 轴起逆时针方向滚转 φ 角，图中未标注)。

由此可见，采用脉宽调制信号作为舵机控制信号时，可以改变周期等效控制力的大小和方向。它们是通过改变脉宽调制信号的调宽角 θ 来改变周期等效控制力的大小的；通过改变脉宽调制信号的相位，就能改变周期等效控制力的方向。

三、弹体的操纵元件

简单地讲，操纵元件就是产生操纵力矩，对弹体实施操纵的元件。它的动作形式表现为偏转、摆动或者振动等几种情况，对于不同的制导弹药，它的结构形式各不相同。对有翼式制导弹药来说，它的操纵元件主要是空气动力舵面。

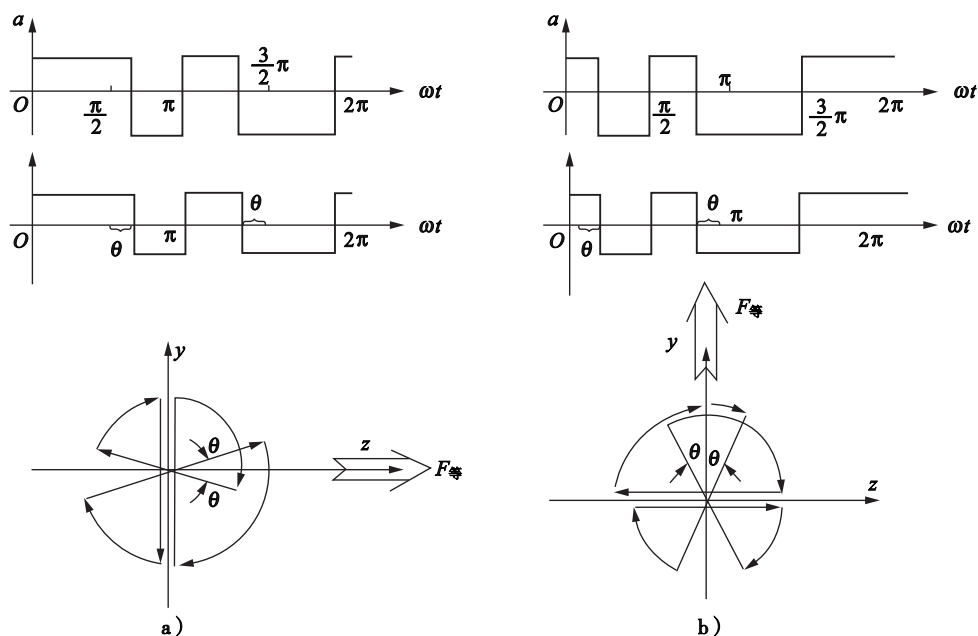


图 2-25 弹体滚转一周，舵面偏转四次，采用脉宽调制信号控制时的周期等效控制力形成过程

a) z 向周期等效控制力；b) y 向周期等效控制力

这种舵面通常放置在弹体的尾部或中部，弹体通过舵面的偏转，产生操纵力矩，改变法向控制力，从而实现对弹体的操纵。

当然，除了空气动力舵面以外，操纵元件还有很多其他类型，比如燃气动力操纵元件，它是利用发动机的燃气作为动力，可以在没有大气层的高空或低速情况下对弹体进行操纵。结合制导弹药的装备实际，这里主要介绍空气动力舵面。

(一) 全动舵

如图 2-26 所示，这种舵一般有两对，通常被放置在距弹体质心 L_0 处，其中一对可以差动。当这对舵面偏转角度 δ 时，就会相应地产生一个空气动力 Y_δ ，这个力作用在舵的压力中心上，并产生相对于弹体质心的俯仰操纵力矩 $M_{z_1}\delta$ ，这个力矩使得弹体绕质心转动，弹翼和弹身获得了攻角 α ，从而得到法向控制力，使弹体向上方转弯。当这对舵面反向偏转一个角度时，则会产生相对弹体轴线滚转的一个滚转操纵力矩，从而实现绕弹体轴线的稳定与操纵。

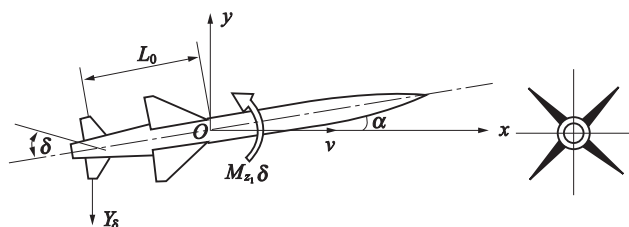


图 2-26 全动舵

全动舵在高马赫数下工作的时候效率很高，所以一般用在超音速飞行的制导弹药上。

(二) 后缘舵(位于弹翼后缘的舵和位于尾翼后缘的副翼)

如图 2-27 所示，此类舵在亚音速下飞行的制导弹药中应用广泛。这是因为，舵面偏转时，不仅舵面本身，舵前面的固定弹翼上也会出现升力。所以，用较小的舵面就能获得较高的舵面效率。

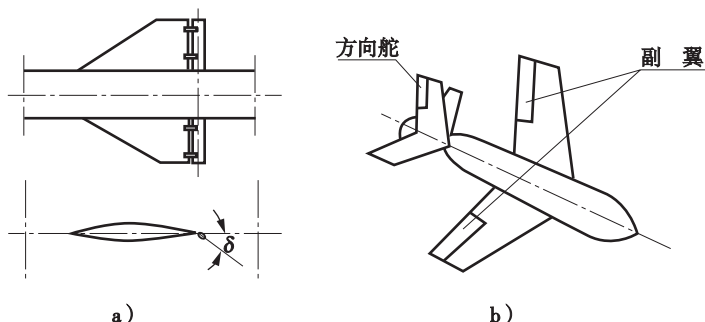


图 2-27 后缘舵

a) 位于弹翼后缘的舵；b) 位于尾翼后缘的舵和弹翼后缘的副翼

此外，这种舵的铰链力矩比较小。所谓铰链力矩是指作用于操纵元件上的力相对于操纵机构转轴的力矩。操纵机构在工作的时候，舵机要产生相应的力矩与铰链力矩、操纵元件转动的摩擦力矩以及惯性力矩等相平衡，所以说舵机的输出功率与铰链力矩的大小有关。为了减小舵机的功率，我们希望铰链力矩小一些为好，而后缘舵恰恰具有这个特点。

当弹体的飞行速度很高，比如在马赫数大于等于 3 的条件下飞行，如果再用后缘舵，其效率将会大大降低。

(三) 翼梢舵

如图 2-28 所示，翼梢舵不管是作为升降舵还是副翼，都只是尾翼或弹翼的一部分。这种舵面之所以在高马赫数下控制效率很高，是因为本身力臂很长，而翼梢小舵面在高马赫数的时候产生的控制力很大，力和力臂都很大，所以力矩就很大，控制效率就很高。

翼梢舵的缺点是需要很薄的尾翼或弹翼上安装铰链轴和操纵机构，这在结构上实现起来比较困难。

(四) 转子舵

如图 2-29 所示，转子舵是装在弹翼上用来对弹体纵轴进行角稳定的一种装置。它里面装有实心的转动圆盘，即转子。转子的一边稍微突出于副翼，所以在飞行过程中转子因气流的推动而转动，其转速可达 $500 \sim 1000 \text{ r/min}$ 。与一般的副翼相比，转子副翼没有控制伺服系统。

如果弹体以角速度 ω_x 绕纵轴转动，这时就会有陀螺力矩作用在转子上，迫使转子偏转一定的角度。根据陀螺力矩符号的确定规则能够看出，左边与右边弹翼上的转子副翼总是朝不同的方向偏转，这时就会产生滚转力矩来阻止弹体的滚动。

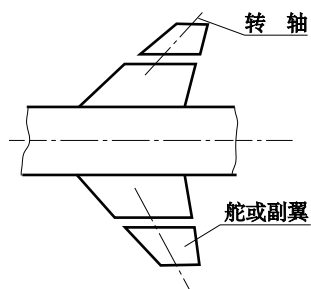


图 2-28 翼梢舵

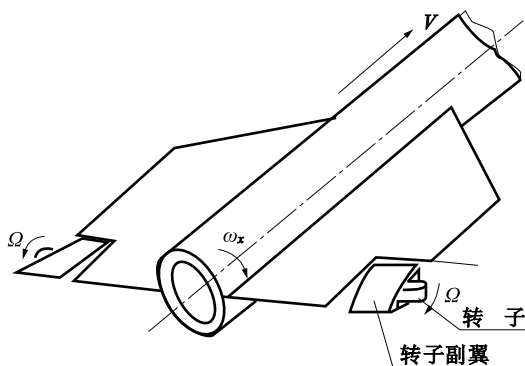


图 2-29 转子舵

(五) 旋转弹翼

与全动舵相似，不同的只是弹翼旋转，如图 2-30 所示。旋转弹翼位置靠近弹体的质心，起操纵面的作用。

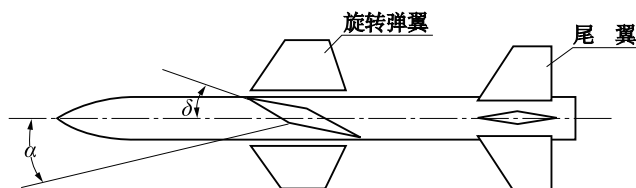


图 2-30 旋转弹翼

(六) 扰流片

扰流片是装在弹翼或尾翼上的可做上下伸出活动的薄片。如图 2-31a 所示，当扰流片伸出下翼面时，气流经扰流片时受阻滞，过扰流片后与下翼面分离，由于气流受阻，下翼面的气流压力增大，因而翼面受到一个向上的力。

同样，如图 2-31b 所示，当扰流片伸出上翼面时，上翼面的气流压力增大，将产生一个向下的力。这些力将对弹体的质心产生操纵力矩，从而改变控制力，使弹体机动飞行。

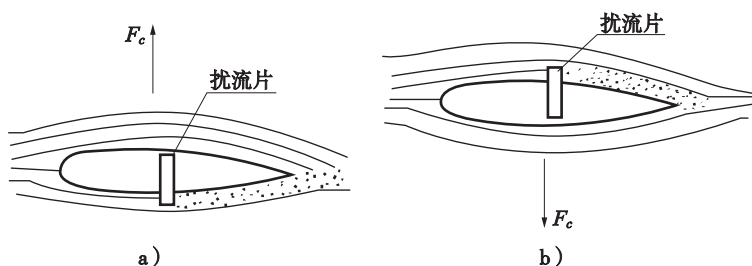


图 2-31 扰流片

a) 扰流片伸出下翼面；b) 扰流片伸出上翼面

第六节 制导弹药的控制方式

对制导弹药进行控制的最终目标是,使制导弹药命中目标时质心与目标足够接近,有时还要求有相当大的弹着角,为完成这一任务需要对制导弹药的质心与姿态同时进行控制,但目前大部分制导弹药是通过对姿态的控制间接实现对质心的控制的。制导弹药姿态运动有三个自由度,即俯仰、偏航和滚转三个姿态,通常也称为三个通道。如果以控制通道的选择作为分类原则,制导弹药的控制方式可分为三类,即单通道控制、双通道控制和三通道控制。

一、单通道控制方式

在制导弹药以一定的角速度绕纵轴旋转的情况下,可用一个控制通道控制制导弹药在空间的运动,这种控制方式称为单通道控制。采用单通道控制方式的制导弹药可采用“一”字舵面,继电式舵机,一般利用尾喷管斜置和尾翼斜置产生自旋,利用弹体自旋,使一对舵面在弹体旋转中不停地按一定的规律从一个极限位置向另一个极限位置交替偏转,其综合效果产生的控制力,使制导弹药沿基准弹道飞行。

在单通道控制方式中,弹体的自旋转是必要的,如果制导弹药不绕其纵轴旋转,则一个通道只能控制制导弹药在某一平面内的运动,而不能控制其空间运动。

单通道控制方式的优点是,由于只有一套执行机构,因此弹上设备较少,结构简单,质量轻,可靠性高,但由于仅用一对舵面控制制导弹药在空间的运动,对制导系统来说,有不少特殊问题要考虑。

二、双通道控制方式

通常制导系统对制导弹药实施横向机动控制,故可将其分解为在互相垂直的俯仰和偏航两个通道内进行的控制,对于滚转通道仅由稳定系统对其进行稳定,而不需要进行控制,这种控制方式称为双通道控制方式,即直角坐标控制。

双通道控制方式制导系统组成原理如图 2-32 所示,其工作原理是:观测跟踪装置测量出制导弹药和目标在测量坐标系的运动参数,按导引规律分别形成俯仰和偏航两个通道的控制指令。这部分工作一般包括导引规律计算,动态误差和重力误差补偿计算,以及滤波校正等内容。控制系统将两个通道的控制信号传送到执行坐标系的两对舵面上(十字型或 X 字型),控制制导弹药向减少误差信号的方向运动。

双通道控制方式中的滚转回路分为滚转角位置稳定和滚转角速度稳定两类。在遥控制导方式中,控制指令在制导站形成,为保证在测量坐标中形成的误差信号正确地转换到控制(执行)坐标系中并形成控制指令,一般采用滚转角位置稳定。若弹上有姿态测量装置,且控制指令在弹上形成,可以不采用滚转角位置稳定。在主动式寻的制导方式中,测量坐标系与控制坐标系的关系是确定的,控制指令的形成对滚转角位置没有要求。

三、三通道控制方式

制导系统对制导弹药实施控制时,对俯仰、偏航和滚转三个通道都进行控制的方式,称为三通道控制方式,如垂直发射导弹的发射段的控制及滚转转弯控制等。

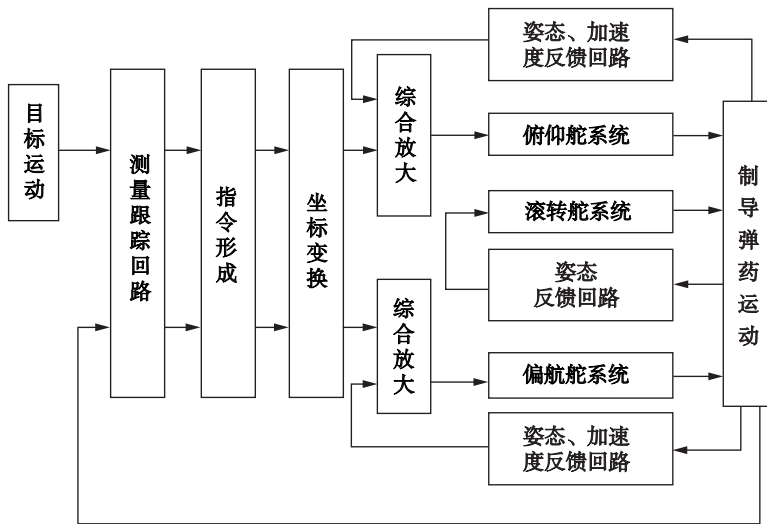


图 2-32 双通道控制方式制导系统组成原理图

三通道控制方式制导系统组成原理如图 2-33 所示，其工作原理是：观测跟踪装置测量出制导弹药和目标的运动参数，然后形成三个控制通道的控制指令，包括姿态控制的参量计算、导引规律计算、误差补偿计算及控制指令形成及相应的坐标转换等，所形成的三个通道的控制指令与三个通道的某些状态量的反馈信号综合，送给执行机构。

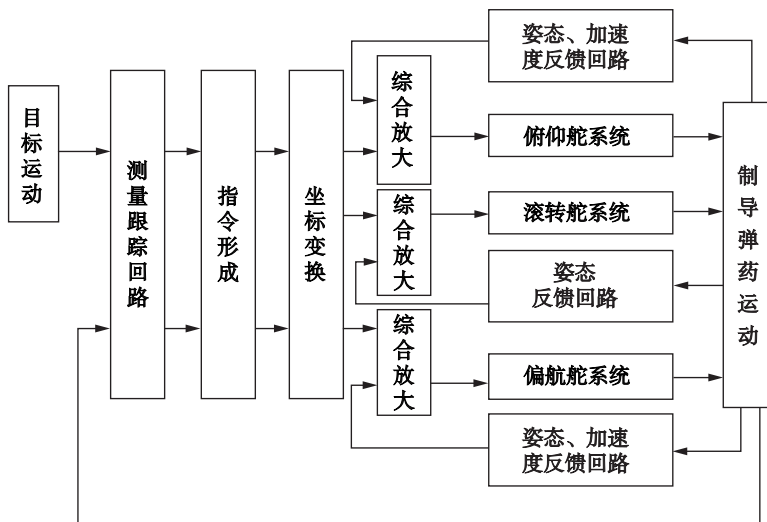


图 2-33 三通道控制方式制导系统组成原理图

第七节 制导弹药运动方程组的建立

制导弹药运动方程组是描述作用在制导弹药上的力、力矩与制导弹药运动参数之间关系的一组方程。运动方程组是分析、计算或模拟制导弹药的运动轨迹及其动态特性的基础。建立制导弹药运动方程组的理论以牛顿定理为主,同时涉及变质量力学、空气动力学、推进和自动控制理论等学科。制导弹药运动方程组由描述制导弹药质心运动和弹体姿态变化的动力学方程、运动学方程、制导弹药质量变化方程、角度几何关系方程、操纵关系方程和制导弹药运动方程组所组成。

一、动力学方程

(一) 质心运动的动力学方程

坐标系的选取方法,将直接影响到所建立的质心运动方程的繁简程度。工程实践表明:研究近程制导弹药质心运动的动力学问题时,将矢量方程投影到弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 是最方便的。

对于近程制导弹药而言,将地面坐标系视为惯性坐标系,能保证所需要的计算准确度。弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 是动坐标系,它相对地面坐标系既有位移运动(其速度为 V),又有转动运动(其角速度为 Ω)。

制导弹药的加速度矢量在弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 三个轴上的投影分别为 $\frac{dV}{dt}$ 、 $V\frac{d\theta}{dt}$ 、 $-V\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt}$ 。其中 $\frac{dV}{dt}$ 为加速度矢量在弹道切线(Ox_2)上的投影,又称为切向加速度; $V\frac{d\theta}{dt}$ 为加速度矢量在弹道法线(Oy_2)上的投影,又称法向加速度; $-V\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt}$ 为加速度矢量在 Oz_2 轴上的投影分量,也称为法向加速度。

计算得到制导弹药受到的空气动力 R 、推力 P 和重力 G 这三个力的合外力在弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 的 Ox_2 、 Oy_2 、 Oz_2 三个轴上投影分量为:

$$\begin{cases} P\cos\alpha\cos\beta - X - mg\sin\theta \\ P(\sin\alpha\cos\gamma_v + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v) + Y\cos\gamma_v - Z\sin\gamma_v - mg\cos\theta \\ P(\sin\alpha\sin\gamma_v - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v) + Y\sin\gamma_v + Z\cos\gamma_v \end{cases}$$

因此,根据牛顿第二定理,可得到描述制导弹药质心运动的动力学方程如下:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P\cos\alpha\cos\beta - X - mg\sin\theta}{m} \\ V\frac{d\theta}{dt} = \frac{P(\sin\alpha\cos\gamma_v + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v) + Y\cos\gamma_v - Z\sin\gamma_v - mg\cos\theta}{m} \\ -V\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt} = \frac{P(\sin\alpha\sin\gamma_v - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v) + Y\sin\gamma_v + Z\cos\gamma_v}{m} \end{cases} \quad (2-49)$$

(二) 绕质心运动的动力学方程

制导弹药绕质心转动的动力学矢量方程投影到弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 上的标量形式最为简单。

根据动量矩定理，制导弹药绕质心转动的动力学方程可以表示为：

$$\begin{cases} M_{x1} = J_{x1} \frac{d\omega_{x1}}{dt} + (J_{z1} - J_{y1}) \omega_{z1} \omega_{y1} \\ M_{y1} = J_{y1} \frac{d\omega_{y1}}{dt} + (J_{x1} - J_{z1}) \omega_{x1} \omega_{z1} \\ M_{z1} = J_{z1} \frac{d\omega_{z1}}{dt} + (J_{y1} - J_{x1}) \omega_{y1} \omega_{x1} \end{cases} \quad (2-50)$$

二、运动学方程

研究制导弹药质心运动的运动学方程和绕质心转动的运动学方程，其目的是确定质心每一瞬时的坐标位置以及制导弹药相对地面坐标系的瞬时姿态。

(一) 质心运动的运动学方程

要确定制导弹药质心相对于地面坐标系的运动轨迹(弹道)，需要建立制导弹药质心相对于地面坐标系运动的运动学方程。计算空气动力、推力时，需要知道制导弹药在任一瞬时所处的高度，通过弹道计算确定相应瞬时制导弹药所处的位置。制导弹药质心运动的运动学方程为：

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \psi_v \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi_v \end{cases} \quad (2-51)$$

(二) 绕质心运动的运动学方程

要确定制导弹药在空间的姿态，就需要建立描述制导弹药相对地面坐标系姿态变化的运动学方程，亦即建立姿态角 ϑ 、 ψ 、 γ 变化率与制导弹药相对地面坐标系转动角速度分量 ω_{x1} 、 ω_{y1} 、 ω_{z1} 之间的关系式。得到制导弹药绕质心转动的运动学方程为：

$$\begin{cases} \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (2-52)$$

三、制导弹药质量变化方程

对于含有增程发动机或校正发动机的制导弹药，在飞行过程中，由于发动机不断地消耗燃料，制导弹药的质量不断减小。所以，在描述制导弹药运动的方程组中，还需有描述制导弹药质量变化的微分方程，即：

$$\frac{dm}{dt} = -m_s(t) \quad (2-53)$$

式中 $\frac{dm}{dt}$ ——制导弹药质量变化率, 其值总为负;

$m_s(t)$ ——制导弹药在单位时间内的质量消耗量(燃料秒流量)。

$m_s(t)$ 的大小主要取决于发动机的性能, 通常认为 $m_s(t)$ 是已知的时间函数, 可能是常量, 也可能是变量。这样, 方程(2-53)可独立于制导弹药运动方程组之外单独求解, 即

$$m = m_0 - \int_{t_0}^{t_f} m_s(t) dt \quad (2-54)$$

式中 m_0 ——制导弹药的初始质量;

t_0 ——发动机开始工作时间;

t_f ——发动机工作结束时间。

四、角度几何关系方程

在本章第二节中, 对常见坐标系进行了定义, 从研究它们之间的变化矩阵可知, 地面坐标系、弹体坐标系、弹道坐标系和速度坐标系这 4 个坐标系之间的关系可由 8 个角度参数 $\theta, \psi_v, \gamma_v, \vartheta, \psi, \gamma, \alpha, \beta$ 联系起来。但是, 这 8 个角度不是完全独立的, 它们之间满足以下关系

$$\sin\beta = \cos\theta[\cos\gamma\sin(\psi - \psi_v) + \sin\vartheta\sin\gamma\cos(\psi - \psi_v)] - \sin\theta\cos\vartheta\sin\gamma \quad (2-55)$$

$$\cos\alpha = [\cos\vartheta\cos\theta\cos(\psi - \psi_v) + \sin\vartheta\sin\theta]/\cos\beta \quad (2-56)$$

$$\cos\gamma_v = [\cos\gamma\cos(\psi - \psi_v) - \sin\vartheta\sin\gamma\sin(\psi - \psi_v)]/\cos\beta \quad (2-57)$$

至此, 已建立了描述制导弹药质心运动的动力学方程(2-49), 绕质心转动的动力学方程(2-50)、制导弹药质心运动的运动学方程(2-51)、绕质心转动的运动学方程(2-52)、质量变化微分方程(2-53)和角度几何关系方程(2-55)~(2-57), 以上 16 个方程, 构成了无控弹的运动方程组。如果不考虑外界干扰, 只要给出初始条件, 求解这组方程, 就可唯一地确定一条无控弹道, 并得到 16 个相应的运动参数: $V(t), \theta(t), \psi_v(t), \vartheta(t), \psi(t), \gamma(t), \omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t), x(t), y(t), z(t), m(t), \alpha(t), \beta(t), \gamma_v(t)$ 随时间的变化规律, 故方程组是封闭的。但是, 对于制导弹药来说, 仅有上述 16 个方程还不能求解, 因为方程组中的力和力矩不仅与上述一些运动参数有关, 还与操纵机构的偏转角 $\delta_x(t), \delta_y(t), \delta_z(t)$ 和发动机的调节参数 $\delta_p(t)$ 有关。也就是说, 仅给出起始参数, 还不能唯一地确定制导弹药的飞行弹道。要想唯一地确定制导弹药的飞行弹道, 还必须增加约束制导弹药运动的操纵关系方程。

五、操纵关系方程

弹药制导系统和其他自动控制系统一样也是误差控制系统。当制导弹药的实际运动参数与导引关系所要求的运动参数不一致时, 就会产生控制信号。例如, 制导弹药飞行中的俯仰角 ϑ 与要求的俯仰角 ϑ^* 不相等, 即存在偏差角 $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta^*$ 时, 控制系统将根据 $\Delta\vartheta$ 的大小使升降舵偏转相应的角度 δ_z , 即

$$\delta_z = K_\vartheta(\vartheta - \vartheta^*) = K_\vartheta\Delta\vartheta \quad (2-58)$$

式中 K_ϑ ——由控制系统决定的比例系数, 或称增益系数。

制导弹药在飞行过程中, 控制系统总是做出消除误差信号 $\Delta\vartheta$ 的反应。制导系统越准

确, 运动参数的误差就越小。假设制导系统的误差用 ε_i 表示, x_i^* 为导引关系要求的运动参数值, x_i 为实际运动参数值, 则有:

$$\varepsilon_i = x_i - x_i^* \quad (i = 1, 2, 3, 4) \quad (2-59)$$

在一般情况下, ε_i 不可能为零。此时控制系统将偏转相应的舵面和发动机调节机构, 以求消除误差。舵面偏转角的大小和方向取决于误差 ε_i 的数值和正负号, 通常情况下, 操纵关系方程可写成:

$$\begin{cases} \delta_x(t) = f(\varepsilon_1) \\ \delta_y(t) = f(\varepsilon_2) \\ \delta_z(t) = f(\varepsilon_3) \\ \delta_p(t) = f(\varepsilon_4) \end{cases} \quad (2-60)$$

在设计制导弹药弹道时, 需要综合考虑制导弹药的运动方程与控制系统加在制导弹药上的约束方程, 问题比较复杂。在制导弹药初步设计时, 可作近似处理: 假设控制系统是按“无误差工作”的理想控制系统, 运动参数始终能保持导引关系所要求的变化规律, 则有:

$$\varepsilon_i = x_i - x_i^* = 0 \quad (i = 1, 2, 3, 4) \quad (2-61)$$

式(2-61)称为理想操纵关系方程。在某些特殊情况下, 理想操纵关系方程的形式非常简单, 例如, 当轴对称制导弹药做直线等速飞行时, 理想操纵关系方程为:

$$\begin{cases} \varepsilon_1 = \theta - \theta^* = 0 \\ \varepsilon_2 = \psi - \psi^* = 0 \\ \varepsilon_3 = \gamma = 0 \\ \varepsilon_4 = V - V^* = 0 \end{cases} \quad (2-62)$$

式(2-62)中, θ^* 、 ψ^* 、 V^* 为导引关系要求的运动参数值, θ 、 ψ 、 γ 、 V 为制导弹药飞行过程中的实际运动参数值。

六、制导弹药运动方程组

综上所述, 前面得到的式(2-49)、式(2-50)、式(2-51)、式(2-52)、式(2-53)、式(2-55)、式(2-56)、式(2-57)、式(2-62), 即构成了描述制导弹药飞行的运动方程组。

制导弹药运动方程组是一组非线性常微分方程。在这 20 个方程中, 除了推力 P , 气动阻力 X 、 Y 、 Z 和力矩 M_x 、 M_y 、 M_z 外, 还包含有 20 个未知参数: $V(t)$ 、 $\theta(t)$ 、 $\psi_v(t)$ 、 $\vartheta(t)$ 、 $\psi(t)$ 、 $\gamma(t)$ 、 $\omega_x(t)$ 、 $\omega_y(t)$ 、 $\omega_z(t)$ 、 $x(t)$ 、 $y(t)$ 、 $z(t)$ 、 $m(t)$ 、 $\alpha(t)$ 、 $\beta(t)$ 、 $\gamma_v(t)$ 、 $\delta_x(t)$ 、 $\delta_y(t)$ 、 $\delta_z(t)$ 、 $\delta_p(t)$ 。因此, 制导弹药运动方程组是可以封闭求解的。在给定各参数的初始条件之后, 即可用数值积分法求解, 从而获得可控弹道及其相应参数的变化规律。

第八节 弹体的操纵性、机动性和过载

一、操纵性

操纵性是制导弹药的重要特征之一。弹体在操纵元件发生动作时, 改变其原来飞行状态

的能力以及对此反应快慢的程度,称为弹体的操纵性。对于采用空气动力控制的弹体来说,当舵面偏转某一角度时,弹体的飞行状态改变越快,运动参数(姿态角、攻角和侧滑角)的变化值越大,则弹体的操纵性就越好;反之,操纵性越差。

操纵性实际上是指弹体对操纵元件(舵面)偏转的响应特性,可通过单位舵偏角所产生的力矩来衡量。

而弹体的稳定性,是指弹体在飞行过程中,由于受到某种外来干扰,使其偏离了原来的飞行状态,而干扰取消后,弹体恢复到原来飞行状态的能力。

一方面,弹体的操纵性越好,弹体就越容易改变其原来的飞行状态;而弹体的稳定性越好,就越不容易改变其原来的飞行状态。因此,提高弹体的操纵性,就会削弱弹体的稳定性;提高弹体的稳定性,就会削弱弹体的操纵性。这说明弹体的操纵性和稳定性是对立的、矛盾的。

另一方面,对于静稳定性差或者静不稳定的弹体,要求自动稳定系统使舵面偏转而产生操纵力矩,以便对弹体进行操纵,来克服外加干扰,维持弹体的稳定。在这种情况下,如果弹体的操纵性好,弹体在自动稳定系统的作用下,能够较快地改变其飞行状态,使弹体迅速达到稳定。因此,弹体的操纵性有助于加强弹体的稳定性。这说明弹体的操纵性和稳定性又是统一的。所以说操纵性和稳定性是对立统一的关系。

二、机动性

机动性也是制导弹药的重要特征之一。弹体在一定时间内改变其飞行速度大小和方向的能力,称为弹体的机动性。机动性实际上是指弹体改变运动状态的能力,也可以说是弹体做曲线飞行的能力,可以用单位舵偏角所产生的过载大小来衡量。机动性好的弹体,在飞行中能迅速改变弹体飞行速度的大小和方向,因此,弹体攻击目标的可能区域范围就大。

显然,可以用切向加速度和法向加速度的大小来衡量弹体机动性的好坏。

对于攻击活动目标的弹体,我们感兴趣的是它改变飞行方向的能力,也就是法向机动性。在一定的飞行高度和速度条件下,法向机动性好的弹体,它做曲线转弯的能力就大,也就是说,弹体可以转小弯,或者说它的飞行拐弯半径很小,这样有利于追击目标,提高作战效果。

弹体的操纵性和机动性既是相互联系,又是相互区别的。因为操纵弹体做曲线飞行的过程,就是弹体机动的过程,有了好的操纵性就一定能提高机动性。但另一方面,弹体的操纵性是表示操纵弹体的效率,即弹体运动参数的变化量与相应操纵元件发生动作(如舵面舵偏角)的变化量之比,它是一个相对量;而弹体的机动性是表示弹体改变飞行方向的能力,即操纵元件发生最大动作(如舵面偏转到最大角度)时,弹体所能产生的法向加速度,它是一个绝对量。

三、过载

弹体法向机动性用法向加速度的大小来表示。为了使弹体获得法向加速度,就一定要有法向力 N_n 作用在弹体上。而法向加速度的大小不仅与法向力有关,而且与弹体的质量有关。如果作用在弹体上的法向力是一定的,那么,对于质量大的弹体,所能产生的法向加速度就小;而对于质量小的弹体,所能产生的法向加速度就大。因此,仅以法向力的大小来表示法向加速度的大小是不确切的,为此,引入过载的概念。

弹体的过载,是指除重力外,作用在弹体上的所有力的合力 N 与弹体重量之比值 $n = \frac{N}{G}$ 。

过载是一个矢量,它的方向沿 N 的方向。

过载矢量的大小和方向,通常用它在速度坐标系上的投影来确定。

$$n_x = \frac{N_x}{G} \quad (2-63)$$

$$n_y = \frac{N_y}{G} \quad (2-64)$$

$$n_z = \frac{N_z}{G} \quad (2-65)$$

过载在速度切线方向上的投影 n_x 称为切向过载,在垂直于速度方向上的投影 n_y 、 n_z 称为法向过载。显然,法向过载越大,弹体所能产生的法向加速度就越快,在相同速度下,弹体改变飞行方向的能力就越大 ($a = V\dot{\theta}$)。这样,也就可以说,弹体在飞行过程中所能产生过载的大小,表征了弹体的机动性能。

另外,在讨论问题时,经常用到需用法向过载、可用法向过载的概念。

需用法向过载是指弹体在攻击目标时,沿实际要求的弹道(理想弹道)飞行时所需要的法向过载。

如果目标的机动性很强,则攻击该目标的弹体实际飞行的弹道就可能很弯曲,此时,弹体沿这条弹道飞行所需要的法向过载就很大。所以,需用法向过载也表征了飞行弹道的一定特性,例如曲率半径等。

可用法向过载是指舵面偏转到最大时,处于平衡状态下的弹体所能产生的法向过载。

自然,我们总希望可用法向过载大一些好。但是,它受很多因素制约。这是因为,第一,舵面的偏转角是有限的;第二,产生气动法向力的攻角和侧滑角不能超过它们的临界值(当攻角和侧滑角很小时,升力和侧力与之成正比,达到最大值之后,继续增大攻角和侧滑角,升力和侧力反而会减小,这种情况称为“失速”);第三,弹体的结构强度不允许法向力很大,否则会导致弹体结构遭破坏。

如果弹体在飞行过程中能满足可用法向过载大于需用法向过载,那么弹体就能按照所要求的弹道飞行,否则,弹体就不可能按照所要求的弹道飞行,因而也就攻击不到目标。

在实际的飞行条件下,考虑到所存在的各种随机干扰,为了实现控制飞行,弹体的可用法向过载还必须具有一定的余量。

第三章 制导规律

第一节 概 述

弹药制导系统的任务是保证制导弹药击中目标或者以最小的脱靶量截获之，为完成这个任务，制导系统中有专门的设备产生指令信号，以控制制导弹药飞向目标。从理论上讲，可以有无数条甚至无数条弹道保证制导弹药与目标相遇，但实际上对每一种制导弹药只选取一条在特定条件下的最佳弹道，所以制导弹药的弹道不能是任意的，而是受一定条件的限制，有一定的规律，这个规律就是制导规律，也称导引规律或引导方法。简言之，导引规律是指引导制导弹药在向目标接近过程中应遵循的规律。

按制导系统不同，导引规律可分为自主导引规律、自寻的导引规律、遥控导引规律和复合导引规律。一般来说，含自主制导系统的制导弹药，采用自主导引规律，其飞行弹道为方案弹道；而含自寻的制导系统的制导弹药采用自寻的导引规律，以及含遥控制导系统的制导弹药采用遥控导引规律，其飞行弹道为导引弹道。按所依据的制导理论，导引规律可分为经典导引规律和现代导引规律。经典导引规律适合对付静止或匀速运动的目标，现代导引规律适合对付高速机动的目标。限于篇幅，本章重点介绍自寻的制导系统和遥控制导系统采用的经典导引规律。

从运动学的观点来看，导引规律能确定制导弹药飞行的理想弹道，所以选择制导弹药的导引规律，就是选择理想弹道，即在制导系统理想工作情况下制导弹药向目标运动过程中所应经历的轨迹。理想弹道表示了导引规律的特性，不同的导引规律，弹道的曲率不同，系统的动态误差不同，过载分布的特点及制导弹药、目标速度比的要求也不同。

导引规律是借助于包含在制导系统内的有关仪器实现的，根据制导方式的不同，这些仪器可以装配在制导弹药上或在弹外的制导站上。

选择导引规律的根据是目标的运动特性、环境和制导设备的性能以及使用要求。

对导引规律一般有以下要求：

- (1) 保证系统有足够的制导准确度；
- (2) 制导弹药的整个飞行弹道，特别是攻击区内，理想弹道曲率应尽量小，保证所需的制导弹药过载小；
- (3) 保证飞行的稳定性，制导弹药的运动对目标运动参数的变化不敏感；
- (4) 制导设备尽可能简单。

制导设备根据每瞬时制导弹药的实际位置与理想弹道间的偏差形成导引指令，去控制制导弹药飞行。为研究导引规律，须先做如下假定：

- (1) 把制导弹药和目标作为几何质点；
- (2) 制导弹药和目标的速度认为是已知的；
- (3) 制导系统是理想的，即制导系统能保证制导弹药的运动在每一瞬间都符合制导规律的要求。

采用自寻的制导系统的制导弹药，在飞行过程中，导引规律决定制导弹药和目标之间的运动学关系；采用遥控制导系统的制导弹药，在飞行过程中，导引规律决定制导弹药、目标和制导站之间的运动学关系。

第二节 自寻的制导规律

在自寻的制导系统中，由于目标的观测、跟踪装置在弹上，因此，根据每瞬时目标、制导弹药在惯性坐标系中的相对运动关系来确定引导方法，称为二点引导法。

为讨论方便，设目标、制导弹药在同一平面内运动，如图 3-1 所示。

某瞬时目标位于 M 点，其速度矢量为 V_m 。制导弹药位于 D 点，其速度矢量为 V_d 。则制导弹药的运动可由目标、制导弹药的相对距离 r ，目标视线 DM 的方向（ φ 角）决定。于是制导弹药运动的微分方程为：

$$\begin{cases} \dot{r} = -V_m \cos \varphi_m - V_d \cos \varphi_d = V_m \cos(\theta_m - \varphi) - V_d \cos(\theta - \varphi) \\ r\dot{\varphi} = V_m \sin \varphi_m - V_d \sin \varphi_d = V_m \sin(\theta_m - \varphi) - V_d \sin(\theta - \varphi) \end{cases} \quad (3-1)$$

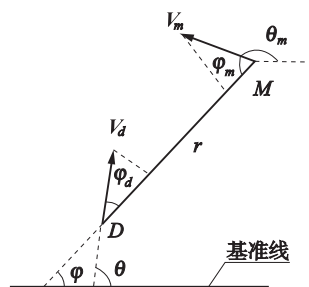


图 3-1 二点法引导时目标、制导弹药的运动

式中 φ ——目标视线 DM 与基准线的夹角；

θ_m ——目标速度矢量 V_m 与基准线的夹角；

θ ——制导弹药速度矢量 V_d 与基准线的夹角；

φ_m —— V_m 与目标视线 DM 的夹角；

φ_d —— V_d 与目标视线 DM 的夹角，也称为前置角。

上述方程中，制导弹药的速度 V_d 已知，每瞬时 $V_m \cos(\theta_m - \varphi)$ 、 $V_m \sin(\theta_m - \varphi)$ 值可由弹上观测器测得。因此方程中含有三个未知量 r 、 θ 、 φ ，但仅有两个方程，必须增加一个引导方程，该方程的一般表达式为：

$$f(r, \theta, \varphi) = 0 \quad (3-2)$$

考虑对制导弹药只进行横向控制，上式 r 可不计入。因此两点法的引导方程一般表达式为：

$$f(\theta, \varphi) = 0 \quad (3-3)$$

根据制导弹药速度矢量与目标视线所要求的相对方向不同，自寻的导引规律可分为追踪法、固定前置角法、平行接近法和比例接近法。

一、追踪法

(一) 定义

所谓的追踪法是指保持制导弹药速度矢量时刻指向目标的引导方法。

(二) 引导方程

根据追踪法的定义，很显然追踪法的引导方程为：

$$\theta - \varphi = 0 \quad (\varphi_d = 0) \quad (3-4)$$

即制导弹药速度矢量 V_d 与基准线的夹角等于目标视线 DM 与基准线夹角。

(三) 理想弹道

当目标的运动和制导弹药的速度已知时, 用作图法可得追踪法时制导弹药的理想弹道。设开始引导时, 制导弹药位于 D_0 , 目标位于 M_0 , 以足够小的间隔 Δt 把目标航迹分成若干段, 则目标依次位于 M_1, M_2, \dots 位置。目标由 M_0 飞到 M_1 时, 制导弹药飞行距离 $V_d \Delta t$, 在 $D_0 M_0$ 线上截取 $D_0 D_1 = V_d \Delta t$, 制导弹药应位于 D_1 ; 目标由 M_1 飞至 M_2 时, 在 $D_1 M_1$ 线上截取 $D_1 D_2 = V_d \Delta t$, 制导弹药应位于 D_2 ; 依次做下去直至遭遇, 可得目标位于 M_3, M_4, \dots 时, 制导弹药位于 D_3, D_4, \dots 。将 $D_0, D_1, D_2, D_3, \dots$ 用平滑的曲线连接起来, 便得到追踪法引导时制导弹药的理想弹道, 如图 3-2 所示。

(四) 弹道分析及应用

下面对追踪法的理想弹道进行分析。

如图 3-3 所示, 设目标等速直线飞行, 制导弹药的速度 V_d 为常数, 且目标、制导弹药在同一平面内运动。

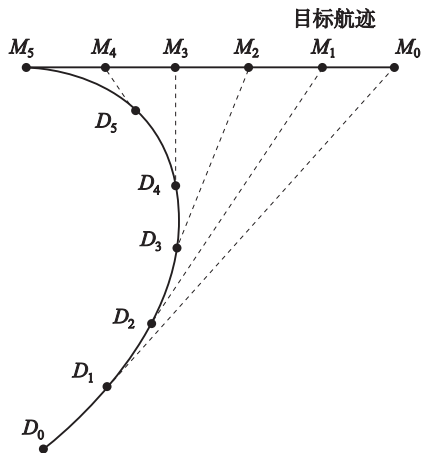


图 3-2 追踪法时制导弹药的理想弹道

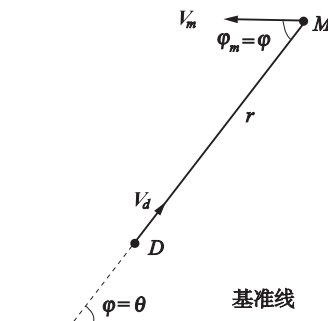


图 3-3 追踪法弹道的分析

由式(3-1)、式(3-4)得:

$$\begin{cases} \dot{r} = -V_m \cos \varphi - V_d \\ \dot{\varphi} = \frac{V_m \sin \varphi}{r} \end{cases} \quad (3-5)$$

将上面两个方程相除, 整理得:

$$\frac{\dot{r}}{r} = - \left(\cot \varphi + \frac{k}{\sin \varphi} \right) \dot{\varphi} \quad (3-6)$$

式中 $k = \frac{V_d}{V_m}$ ——速度比。

设开始引导时 $r = r_0, \varphi = \varphi_0$, 将式(3-6)积分得:

$$r = r_0 \frac{(\sin \varphi_0)^{k+1} (1 + \cos \varphi)^k}{(1 + \cos \varphi_0)^k (\sin \varphi)^{k+1}} \quad (3-7)$$

由式(3-7)可得遭遇时 $r \rightarrow 0$, $\cos \varphi = -1$, $\varphi = \pi$ 。这说明对临近的目标拦截时, 制导弹药最后总是绕到目标后方去攻击, 必造成末段弹道弯曲度较大, 要求制导弹药有很高的机动性能。很明显, 只有对准目标尾部发射和对准目标头部(此时弹道不稳定)发射时, 制导弹药的理想弹道才是直线。

由理想弹道的分析可见, 追踪法一般用于攻击低速或静止目标或向目标尾部发射的情况。

实现追踪法应保持 $\varphi_d = 0$, 所以可测量每瞬时的前置角 φ_d , 来形成引导指令。测量 φ_d 有两种方法: 一是近似地认为制导弹药纵轴与其速度 V_d 矢量重合(只差几度), 由导引头测出目标视线与制导弹药纵轴的角偏差, 即得 φ_d ; 另一种是由弹上风标测出 V_d 方向, 与弹上导引头测出目标视线方向比较得 φ_d 。

二、固定前置角法

为了改善追踪法的弹道, 一种合乎逻辑的想法是使制导弹药速度矢量 V_d 提前目标视线一个前置角。

(一) 定义

所谓的固定前置角法是指制导弹药在遭遇飞行时, 使其速度矢量与目标视线间的夹角保持不变的引导方法。

(二) 引导方程

根据固定前置角法的定义, 很显然固定前置角法的引导方程为:

$$\theta - \varphi = \varphi_{d0} = \text{const} \quad (3-8)$$

(三) 理想弹道

如图 3-4 所示, 设目标等速直线运动, 开始引导时, 制导弹药、目标分别位于 D_0 、 M_0 点。将目标航迹以足够小的间隔 Δt 分成若干段, 目标在 M_1 点时, 在目标航向一侧以 $D_0 M_0$ 为一边作前置角 φ_{d0} , 在 φ_{d0} 另一边截取 $D_0 D_1 = V_d \Delta t$, 制导弹药应位于 D_1 点; 目标位于 M_2 时, 以 $D_1 M_1$ 为一边在目标航向一侧作前置角 φ_{d0} , 在 φ_{d0} 另一边截取 $D_1 D_2 = V_d \Delta t$ 制导弹药应位于 D_2 ; 依次做下去直至遭遇。用平滑的曲线将 $D_0, D_1, D_2, D_3, \dots$ 连起来, 该曲线便是固定前置角法引导时制导弹药的理想弹道。

(四) 弹道分析及应用

很显然, 当 $\varphi_{d0} = 0$, 为追踪法; 当 $\varphi_{d0} \neq 0$, 为固定前置角法。用弹道分析的方法可以证明, 当 $k^2 \sin^2 \varphi_{d0} > 1$ 时($k = V_d/V_m$), 弹道是相对目标的无数螺旋线, 制导弹药与目标不能遭遇。只有 $k^2 \sin^2 \varphi_{d0} < 1$ 时, 制导弹药才能和目标遭遇,

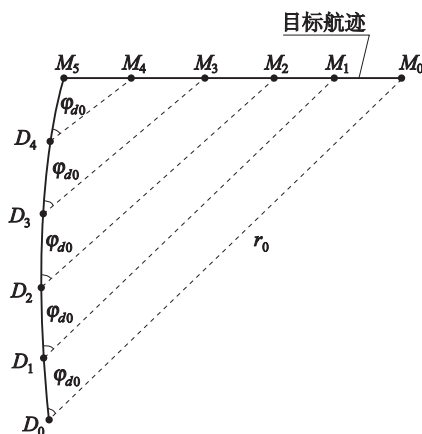


图 3-4 固定前置角法时制导弹药的理想弹道

因此, 当 φ_{a0} 给定时 k 值不能太大, 即要制导弹药速度 V_d 减小, 必使攻击周期增大, 目标机动效果明显。因此, 固定前置角法只用于攻击低速目标的制导弹药或其他特殊场合。

三、平行接近法

(一) 定义

所谓的平行接近法是指保持目标视线始终相对给定方向平行移动的引导方法, 也叫逐次前置法。

(二) 引导方程

根据平行接近法的定义, 很显然平行接近法的引导方程为:

$$\varphi = \varphi_0 = \text{const} \quad (3-9)$$

或

$$\dot{\varphi} = 0$$

(三) 理想弹道

设目标、制导弹药在同一平面内运动, 目标航迹如图 3-5 所示, 将目标航迹按足够小的间隔 Δt 划分为若干段。开始引导时, 制导弹药、目标分别位于 D_0 、 M_0 , 则 D_0M_0 便确定了目标视线要求的方向。以 M_1, M_2, \dots 为起点, 画一组与 D_0M_0 平行的直线。以 D_0 为圆心, $V_d\Delta t$ 为半径画弧, 截取过 M_1 的目标视线于 D_1 ; 以 D_1 为圆心, $V_d\Delta t$ 为半径, 截取过 M_2 的目标视线于 D_2 ; 依次画下去, 当目标位于 M_3, M_4, \dots 时, 对应于 D_3, D_4, \dots 。将 D_0, D_1, D_2, \dots 用平滑曲线连起来, 便是平行接近法的理想弹道。图 3-5 中目标做匀速运动, 曲线 1 是制导弹药作加速运动时的弹道, 曲线 2 是制导弹药作减速运动时的弹道。

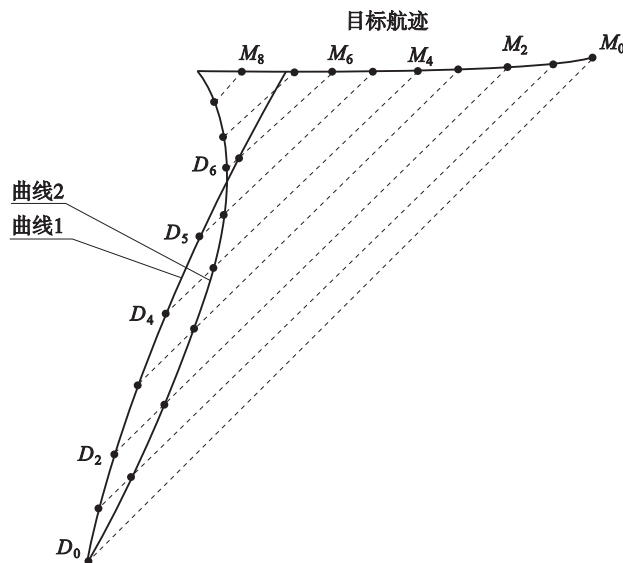


图 3-5 平行接近法制导弹药的理想弹道

(四) 弹道分析及应用

下面对平行接近法的理想弹道进行分析。

平行接近法时制导弹药的运动方程为:

$$\begin{cases} \dot{r} = -V_m \cos \varphi_m - V_d \cos \varphi_d \\ r \dot{\varphi} = V_m \sin \varphi_m - V_d \sin \varphi_d = 0 \end{cases} \quad (3-10)$$

所以有:

$$\sin \varphi_d = \frac{V_m}{V_d} \sin \varphi_m = \frac{1}{k} \sin \varphi_m \quad (3-11)$$

由上式可以看出, 只要满足 k 、 φ_m 为常数, φ_d 便为常数, 则制导弹药的弹道就是一条直线。所以在目标做直线运动的情况下, 用平行接近法引导时, 只要速度比 k ($k > 1$) 保持为常数, 制导弹药无论从任何方向攻击目标, 都能得到直线弹道。

设目标、制导弹药速度的大小不变, 目标在方向上机动, 则式(3-11)两边对时间求导得:

$$V_d \cos \varphi_d \dot{\varphi}_d = V_m \cos \varphi_m \dot{\varphi}_m \quad (3-12)$$

$$a_{nd} \cos \varphi_d = a_{nm} \cos \varphi_m \quad (3-13)$$

式中 a_{nd} ——制导弹药的法向加速度, $a_{nd} = V_d \dot{\varphi}_d$;

a_{nm} ——目标的法向加速度, $a_{nm} = V_m \dot{\varphi}_m$ 。

即:

$$a_{nd} = a_{nm} \cos \varphi_m / \cos \varphi_d \quad (3-14)$$

由式(3-11)、式(3-14)知, $k > 1$ 时, $\varphi_d < \varphi_m$, $\cos \varphi_m / \cos \varphi_d < 1$, 故 $a_{nd} = a_{nm} \cos \varphi_m / \cos \varphi_d < a_{nm}$ 。

可见, 只要 $k > 1$, 制导弹药的法向加速度总小于目标的法向加速度, 即制导弹药的弹道弯曲程度总比目标航迹弯曲的程度小。

由以上分析可见, 当目标机动飞行时, 按平行接近法引导的弹道最平直, 还可以实现全方向攻击, 从这个意义上讲, 平行接近法是最好的引导方法。

但是用平行接近法引导时, 除需要测量制导弹药速度和瞬时前置角外, 还需要测量目标的运动参数 V_m 、 φ_m , 因此弹上制导设备复杂, 所以平行接近法未得到广泛应用。

四、比例接近法

(一) 定义

所谓的比例接近法是指保持制导弹药速度矢量转动的角速度 $\dot{\theta}$ 与目标视线转动的角速度 $\dot{\varphi}$ 成一定比例的引导方法。

(二) 引导方程

由比例接近法的定义, 我们可以得到引导方程为:

$$\dot{\theta} = K \dot{\varphi} \quad (3-15)$$

将上式两边积分得:

$$\theta = K(\varphi - \varphi_0) + \theta_0 \quad (3-16)$$

式中 φ_0 ——引导开始时 φ 值;

θ_0 ——引导开始时 θ 值;

K ——引导系数。

(三) 理想弹道

由比例接近法的引导方程可见:

(1) $K = 1, \varphi_0 = \theta_0$ 时为追踪法的弹道;

(2) $K = \infty, \dot{\theta}$ 为有限量, 则 $\dot{\varphi} = 0$, 即为平行接近法的弹道;

(3) $1 < K < \infty$ 时为比例接近法的弹道。

同理比例接近法的理想弹道可用作图法得出, 在此就不再赘述。图 3-6 是用作图法得到的比例接近法理想弹道。

(四) 弹道分析及应用

制导弹药和目标的初始位置相同的情况下, 比例接近法与追踪法和平行接近法的理想弹道如图 3-7 所示。

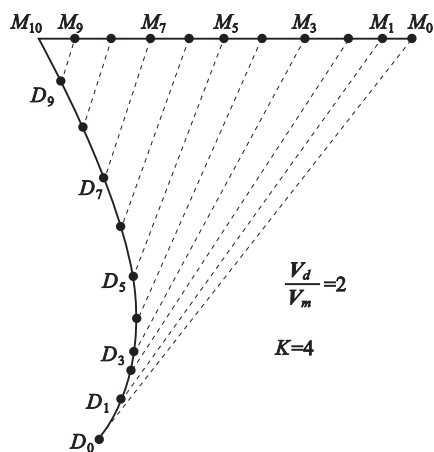


图 3-6 比例接近法时制导弹药的理想弹道

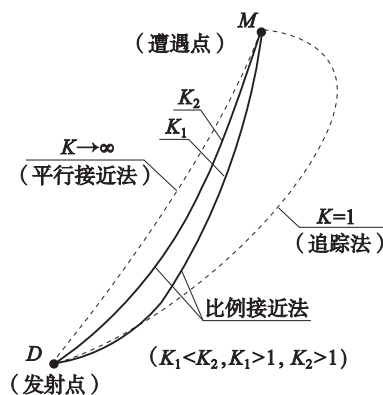


图 3-7 比例接近法与追踪法和平行接近法的理想弹道

比例接近法引导时制导弹药的理想弹道弯曲程度, 介于平行接近法和追踪法之间。按比例接近法引导时, 弹道初段和追踪法相似, 弹道末段和平行接近法相似。

总之, 比例接近法的弹道在遭遇区比较平直, 可由弹上观测器测出目标视线的角速度 $\dot{\varphi}$, 用横向加速度计测出制导弹药速度矢量的角速度 $\dot{\theta}$, 由 $(K\dot{\varphi} - \dot{\theta})$ 得引导指令, 因此制导设备在技术上较易实现, 所以比例接近法在各类制导弹药中得到了广泛的应用, 如“红土地”末制导炮弹的末制导段等。

需要说明的是, “红土地”末制导炮弹中没有采用加速度计, 只能实现近似的比例接近法, 其指令过载 n_d 与目标视线的角速度 $\dot{\varphi}$ 成正比。

第三节 遥控制导规律

一、遥控制导的引导方程

在遥控制导系统中, 制导站测量装置(如雷达测角仪、红外测角仪等)在测量坐标系内确定制导弹药、目标的运动学关系。

为了讨论方便, 设制导弹药、目标在高低平面内运动。某瞬时制导弹药、目标分别位于 D 、 M 点, 如图 3-8 所示。

由 $\triangle ODM$ 可得制导弹药、目标位置的几何关系为:

$$\frac{\Delta r}{\sin(\varepsilon_m - \varepsilon_d)} = \alpha_\varepsilon \quad (3-17)$$

式中 $\Delta r \approx r_m - r_d$ ——目标制导弹药斜距差;

α_ε ——高低角平面内人为指定的引导方法系数, 为时间的函数。

由于观测跟踪设备同时对目标、制导弹药精确跟踪的视场范围不能太大, 否则将减小制导弹药、目标运动的相关性, 故一般 $|\varepsilon_m - \varepsilon_d| < 5^\circ$ 。故:

$$\frac{\Delta r}{\varepsilon_m - \varepsilon_d} = \alpha_\varepsilon \quad (3-18)$$

根据同样的分析方法, 可以得到方位角平面内制导弹药、目标运动的几何关系为:

$$\frac{\Delta r}{\beta_m - \beta_d} = \alpha_\beta \quad (3-19)$$

由式(3-18)、式(3-19)得:

$$\begin{cases} \varepsilon_d = \varepsilon_m - A_\varepsilon \Delta r \\ \beta_d = \beta_m - A_\beta \Delta r \end{cases} \quad (3-20)$$

式中 ε_m, β_m ——跟踪装置测得的目标高低角、方位角;

ε_d, β_d ——引导方法要求的制导弹药的高低角、方位角;

$A_\varepsilon = \frac{1}{\alpha_\varepsilon}, A_\beta = \frac{1}{\alpha_\beta}$ ——高低角平面内、方位角平面内由引导方法确定的系数, 为时间的函数;

Δr ——跟踪装置测得的制导弹药、目标的斜距差。

式(3-20)确定了每时刻制导弹药、目标角坐标的关系, 称为遥控引导方程。因此, 选定引导系数后, 制导弹药每时刻的角位置便可以确定。

根据引导系数不同, 遥控制导的引导方法可分为重合法和前置点法。

二、重合法

(一) 定义

所谓重合法就是使控制站、制导弹药、目标始终保持一条直线上的引导方法, 也叫视线法或三点法。

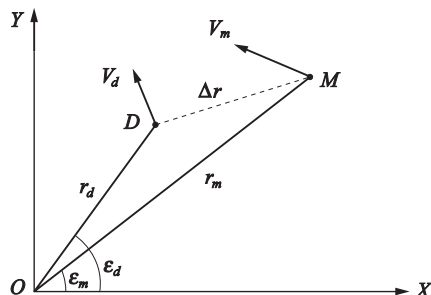


图 3-8 遥控制导时制导弹药、目标的运动学关系

(二) 引导方程

根据重合法的定义, 很显然重合法的引导方程为:

$$\begin{cases} \varepsilon_d = \varepsilon_m \\ \beta_d = \beta_m \end{cases} \quad (3-21)$$

(三) 理想弹道

设目标在铅垂平面内等速水平直线飞行, 控制站在 O 点。当目标位于 M_0 时制导弹药开始发射, 此后制导弹药以速度 V_d 等速飞行。在目标航迹上以 Δt 间隔飞行的路程依次截取 M_1, M_2, \dots 点。从 O 分别向 M_0, M_1, M_2, \dots 连线。先以 O 为圆心, $V_d \Delta t$ 为半径画弧, 交 OM_1 于 D_1 ; 然后以 D_1 为圆心, $V_d \Delta t$ 为半径画弧, 交 OM_2 于 D_2 ; 依次做下去, 可得 D_3, D_4, \dots 。将 O, D_1, D_2, \dots 用平滑的曲线连接起来, 该曲线便是重合法引导时制导弹药的理想弹道, 如图 3-9a 所示。当目标机动飞行时, 用上述同样的方法可得重合法引导时制导弹药的理想弹道, 比前者更弯曲, 如图 3-9b 所示。

很显然, 当目标静止时, 用重合法引导时, 制导弹药的理想弹道为一条直线。

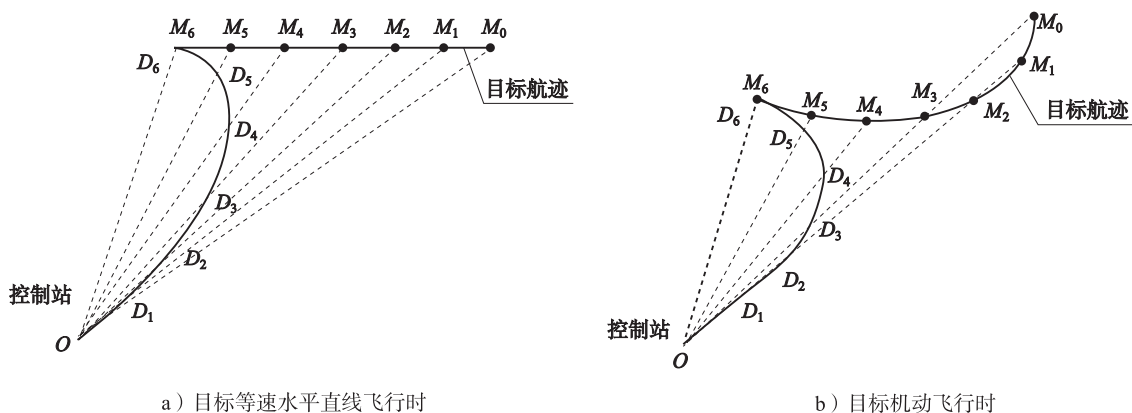


图 3-9 重合法时制导弹药的理想弹道

(四) 应用

由引导方程(3-21)可知, 重合法引导时, 制导设备只需测量目标、制导弹药的角位置, 制导设备在技术上容易实现, 抗干扰能力较好。许多遥控制导的近、中程导弹, 广泛采用重合法, 如“RBS-70”(瑞典单兵地空导弹)、“长剑”(英国)、“响尾蛇”(法国)、“罗兰特”(德国、法国)等地空导弹、俄罗斯 AT10 系列的炮射导弹。

对于高速运动的目标, 由于理想弹道的弯曲太大, 对制导弹药的机动性能要求也比较高, 因此, 重合法一般用于射击低速($V_m \leq 300\text{m/s}$)运动的目标。

另外, 从理想弹道可以看出, 制导弹药迎击目标时, 越接近目标, 弹道越弯曲, 制导弹药需用过载就越大, 这对攻击高空目标不利。因为, 随着高度的升高, 空气密度逐渐减小, 由空气动力所提供的法向力也大大下降, 制导弹药的可用过载就可能小于需用过载而导致脱靶。

一些制导弹药在使用重合法时,采取了一些修正措施。

当制导系统采用光学或电视观测器时,为避免制导弹药“盖住”目标,在高低角方向有意使制导弹药向上偏开目标线,此时,称为修正的重合法。

有些拦截低空目标的制导弹药,在飞行的初始段,飞行太低有触及地面(海面)的危险,采用小高度重合法,在引导的初始段,将制导弹药抬高到目标视线的上方,而后,制导弹药的高度逐渐降低,在距离控制站较远时,才按重合法飞向目标。制导弹药高度按下式变化。

$$h_0 e^{-t/\tau} \quad (3-22)$$

式中 h_0 ——初始抬高高度;

τ ——时间常数。

三、前置点法

(一) 定义

所谓的前置点法是指在目标飞行方向上,使制导弹药超前目标视线一个角度的引导方法。

(二) 引导方程

前置点法的引导方程如式(3-20)。

当引导系数 A_ε 、 A_β 为常数,但不为0时,由式(3-20)决定的引导方法称为常系数前置点法。适当地选择系数 A_ε 、 A_β ,使制导弹药有一个初始前置角,其弹道比重合法要平直。

怎样选择系数 A_ε 、 A_β 呢?理想的情况是选择 A_ε 、 A_β ,使理想弹道为一条直线,但由于目标运动参数总是在变化,故无论如何也达不到要求。为此,我们提出在遭遇点附近理想弹道应平直的要求,即当 $\Delta r \rightarrow 0$ 时,应满足:

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_d = 0 \\ \dot{\beta}_d = 0 \end{cases} \quad (3-23)$$

将前置点法的引导方程式(3-20)微分得:

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_d = \dot{\varepsilon} - \dot{A}_\varepsilon \Delta r - A_\varepsilon \dot{\Delta r} \\ \dot{\beta}_d = \dot{\beta} - \dot{A}_\beta \Delta r - A_\beta \dot{\Delta r} \end{cases} \quad (3-24)$$

由 $\Delta r \rightarrow 0$ 、 $\dot{\varepsilon}_d = \dot{\beta}_d = 0$ 这一约束条件,得:

$$\begin{cases} A_\varepsilon = \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\Delta r}} \\ A_\beta = \frac{\dot{\beta}}{\dot{\Delta r}} \end{cases} \quad (3-25)$$

为了应用方便,将式(3-25)右边乘以系数 $k(0 < k \leq 1)$, k 称为前置系数。则式(3-20)变为:

$$\begin{cases} \varepsilon_d = \varepsilon - k \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \\ \beta_d = \beta - k \frac{\dot{\beta}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \end{cases} \quad (3-26)$$

制导弹药的前置角为：

$$\begin{cases} \varepsilon_q = -k \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \\ \beta_q = -k \frac{\dot{\beta}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \end{cases} \quad (3-27)$$

在前置点法中，前置系数 k 可取为任意常值，亦可取为某种函数形式。前置系数取法不同，则可产生不同的引导方法。当前置系数为 0 时，即为重合法。随着前置系数的取法不同，可获得具有不同运动特性的制导弹药的飞行弹道。

当 $k=1$ 时，称为全前置点法，其引导方程为：

$$\begin{cases} \varepsilon_d = \varepsilon - \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \\ \beta_d = \beta - \frac{\dot{\beta}}{\dot{\Delta r}} \Delta r \end{cases} \quad (3-28)$$

当 $k=0.5$ 时称为半前置点法，其引导方程为：

$$\begin{cases} \varepsilon_d = \varepsilon - \frac{\dot{\varepsilon}}{2\dot{\Delta r}} \Delta r \\ \beta_d = \beta - \frac{\dot{\beta}}{2\dot{\Delta r}} \Delta r \end{cases} \quad (3-29)$$

(三) 理想弹道

前置点法的制导弹药的理想弹道的作图方法与重合法类似，但复杂些。因为要由式(3-27)计算每时刻制导弹药的前置角。如图 3-10 所示，前置点法的理想弹道比重合法平直，飞行的时间也短。

(四) 应用

在遥控制导中，常用的是半前置点法。

在遭遇点区域，半前置点法的理想弹道比全前置点法的理想弹道稍微弯曲，这说明半前置点法的需用法向过载比全前置点法的需用法向过载稍大，但可以证明使用半前置点法引导时，法向过载与目标的角加速度无关，这对拦截机动目标有利。另外，可以证明半前置点法的法向加速度只有重合法的一半。

由于半前置点法制导弹药的法向加速度比重合法小，（与全前置点法相比）对目标的角加速度不敏感，所以在中程遥控导弹中得到较多的应用，如“奈基-Ⅱ”（美国）、“SA-2”（苏联）等地空导弹。

但使用半前置点法时，一方面要求制导设备必须有形成前置角的装置，另一方面要求观测跟踪装置的观测视场比重合法时大，故制导设备复杂，抗干扰能力变差。

四、遥控制导的弹道

遥控制导的实际弹道，一般是在理想弹道的周围做衰减摆动，如图 3-11 所示，图中 h 为允许误差。按弹道特征，可分为射入段 OA 、引入段 AB 和引导段 BM 三段。

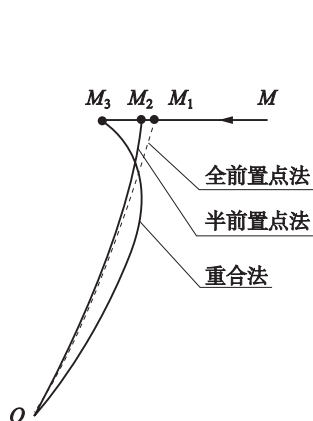
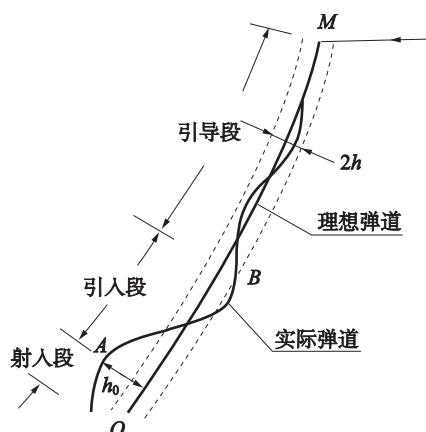


图 3-10 前置点法时制导弹药的理想弹道

图 3-11 遥控制导时弹体的弹道(气动控制)(h ——允许误差)

射入段是指制导弹药刚发射后的无控飞行段。一般来说,制导弹药出炮口一定距离后才能接收引导指令。因此,射入段是必须的。此段时间一般为 $0.2 \sim 15\text{s}$ 。射入段结束,制导弹药位置 A 相对理想弹道有一个随机散布。 A 点与理想弹道的距离 h_0 ,称为起始误差。

引入段是指射入段终了时,制导弹药开始接收引导指令,到制导弹药的摆动不再超出允许误差规定范围起点为止的一段弹道。在此段,制导回路存在明显的过渡过程,制导弹药开始摆动较大,后来较小。引入段的时间一般为 $0.3 \sim 6\text{s}$ 。近程制导弹药细而短,引入段时间短;中、远程制导弹药笨重,引入段时间较长。

引导段是指引入段终了至与目标遭遇时的一段弹道。此段制导弹药飞行平稳,制导回路没有明显的过渡过程,制导弹药与理想弹道的距离不再超出允许的误差范围 h 。

射入段、引入段时间,决定了制导弹药拦截目标的最小距离,通常希望这段时间越短越好。

第四章 惯性测量原理

惯性技术是以牛顿惯性定理为基础，用以实现运动物体姿态和航迹控制的一项工程技术。目前所说的惯性技术是惯性导航技术、惯性制导技术、惯性测量技术、惯性仪表技术及相关的测试技术的总称。惯性测量技术是利用陀螺仪、加速度计等惯性元件测量物体相对惯性空间的角运动和线运动的技术。本章重点探讨陀螺仪、加速度计这两类惯性元件的测量原理。

第一节 陀 螺 仪

一、陀螺仪的基本知识

工程中有许多绕自身旋转轴高速旋转的物体，如车轮、飞轮、喷气发动机的涡轮、螺旋桨、电动机和发电机的转子、离心泵的涡轮，以及其他飞速旋转的物体，都可以统称为转子或陀螺转子。人们通过观察发现，高速转子都具有一种保持其旋转方向不变的良好特性，人类很早就注意它并开始利用它。

什么叫作陀螺？当高速自转物体的转轴还可以绕空间某轴旋转时，也即物体不仅绕自转轴旋转，还同时绕空间一个轴或两个轴旋转，这样的物体便统称为陀螺。陀螺具有一系列特殊的运动现象和规律，称为陀螺效应。譬如，旋转电机的基座被移转，装有涡轮或螺旋桨发动机的飞行器绕重心旋转运动，都会产生陀螺效应。转子并非陀螺，具有陀螺效应的飞转物体才能称为陀螺。

什么叫作陀螺仪？将高速旋转的转子，通过一套框架系统支撑起来，使转子能绕一个固定点转动，这种装置的总体就称为陀螺仪。它经常用作测量制导弹药的姿态角、角速度，也可用作测量制导弹药的速度，它是一种重要的测量元件。

在制导弹药所应用的陀螺仪中，从它自身的结构来分，不外是三自由度陀螺仪及二自由度陀螺仪两种类型。

（一）三自由度陀螺仪

三自由度陀螺仪的原理如图 4-1 所示，它由转子（陀螺马达）、万向支架内环及万向支架外环所组成。转子装在内环里，并以常值角速度 Ω 绕自转轴 Oz 相对内环高速旋转。内环通过一对轴承与外环相连，并可绕内环轴 Ox 相对外环转动。外环又通过一对轴承与陀螺仪的壳体相连，并可绕外环轴 Oy 相对壳体转动。这种结构的陀螺转子可以绕 Oz 、 Ox 、 Oy 三个轴自由旋转，因而称为三自由度陀螺仪。内环、外环通称为万向支架。在正常情况下， Oz 、 Ox 、 Oy 三个轴是互相垂直的，三个轴的交点 O 相对于基座总是静止的、固定的，称为万向支点（或支架中心）。这样一套框架系统保证了转子在空间绕三个轴自由旋转，保证了转子绕万向支点转动。我们进一步指出，转子诚然能绕三个轴自由转动，但是从以后观察现象和分析都可知道，转动的规律是服从理论力学中定点转动的规律的，它与一般刚体绕某轴的旋转运动相比，有一些特殊的现象和规律。绕某一轴的转动是现象，而定点转动却是本

质。通常说陀螺是绕一定点自由旋转的物体就是这个意思。

实际上,转子、内环、外环是三自由度陀螺仪最基本的组成部分,为了使用的需要,还必须形成仪表测量信号的传感器。

在三自由度陀螺仪的实际应用中,主要研究陀螺仪自转轴 Oz 的运动特性,因此把图 4-1 所示的陀螺仪也称为三自由度基本陀螺仪。

(二) 二自由度陀螺仪

图 4-2 所示为二自由度陀螺仪原理示意图,它由转子(陀螺马达)、内环组成。转子安装在内环内的轴承上,并以常值角速度 Ω 绕自转轴 Oz 相对内环高速地旋转,内环通过一对轴承与陀螺仪壳体相连,并可以绕内环轴 Ox 相对壳体转动。

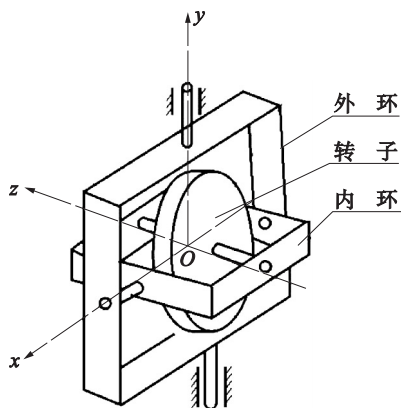


图 4-1 三自由度陀螺仪的原理示意图

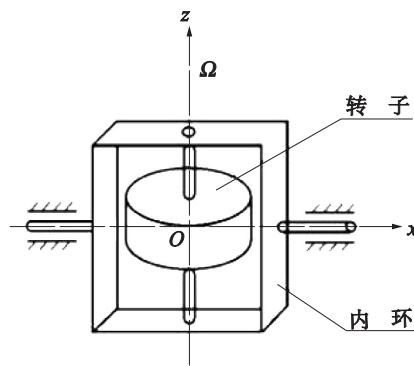


图 4-2 二自由度陀螺仪的原理示意图

内环轴 Ox 与自转轴 Oz 互相垂直并交于一点 O , 该点 O 为陀螺仪的不动点, 陀螺的所有角运动都以某一瞬时角速度相对于固定不动点 O 而转动。

由于该种陀螺仪具有两个自由度, 因此称之为二自由度陀螺仪。

在二自由度陀螺仪的实际应用中, 主要研究陀螺仪自转轴 Oz 的运动特性。把图 4-2 所示的陀螺仪也称为二自由度基本陀螺仪。

(三) 陀螺仪分类

在制导弹药上应用的陀螺仪, 依其自身的结构特点可分为以下两大类(如前述)。

(1) 三自由度陀螺仪。

(2) 二自由度陀螺仪。

若按陀螺仪在制导弹药上的功能来分, 则可分为以下几种。

(1) 姿态陀螺仪: 它在制导弹药上提供某一姿态的参考基准, 并且用来测量及控制制导弹药的姿态。如垂直陀螺仪、方向陀螺仪等。

(2) 测速陀螺仪: 用来测量制导弹药的姿态角速度、姿态角加速度以及线加速度。如速率陀螺仪、陀螺加速度表等。

(3) 陀螺平台: 能在承受较大的外负荷力矩情况下起到姿态陀螺仪的作用, 并且可以用来稳定及控制制导弹药上的其他部件或设备。这类陀螺仪中包括单轴陀螺平台、双轴陀螺平台、三轴陀螺平台及多环平台等。

二、陀螺仪的基本特性

陀螺仪的基本特征是转子绕主轴高速旋转而具有动量矩，正是由于陀螺仪具有动量矩，使它的运动规律与一般的刚体有所不同，这就是通常所称的陀螺仪的特性，即陀螺仪的定轴性、进动性和反作用特性。

(一) 定轴性

陀螺仪的转子绕主轴高速转动，即具有动量矩 H ，如果不受任何外力矩的作用，陀螺仪主轴将相对惯性空间保持方向不变，这种特性称为陀螺仪的定轴性。定轴性是陀螺仪的一个基本特性。如图 4-3 所示的三自由度陀螺仪的基座无论如何转动，只要不使陀螺仪受外力矩作用，转子在惯性空间的方向保持不变。也可以说，由内、外框架组成的框架装置在角运动方面起隔离作用，将基座的角运动与转子的角运动隔离开来，这样如果陀螺仪转轴稳定在某个方向上，那么基座转动时它仍然稳定在原来的方向上。

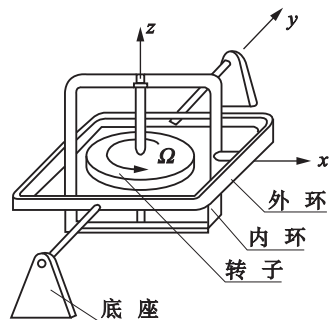


图 4-3 三自由度陀螺仪

定轴性是刚体运动的惯性现象。陀螺仪的定轴性可以用动量矩守恒定律来加以说明。由动量矩守恒定律可知，当刚体所受的合外力矩为零时，刚体的动量矩保持不变，如果陀螺仪不受外力矩作用，其动量矩 H 恒定不变，表明陀螺仪动量矩 H 在惯性空间中既无大小也无方向的改变，也就是陀螺仪主轴保持原来的方向不变。

实际上陀螺仪不受任何外力矩作用的情况是不存在的，由于结构和工艺的不尽完善（如陀螺仪的转子质心与框架中心不完全重合，轴承中不会完全没有摩擦），陀螺仪不可避免地要受外力矩的作用，陀螺仪转子轴的方向就不可能在惯性空间绝对不变，如果上述因素的影响很小，转子轴在惯性空间的方向改变并不显著，在这种情况下，仍可认为陀螺仪有定轴性。

(二) 进动性

当陀螺仪的转子绕主轴高速旋转时，若其受到与转子轴垂直的外力矩作用，则转子轴并不按外力矩的方向转动，而是绕垂直于外力矩的第三个正交轴转动，陀螺仪的动量矩相对惯性空间转动的特性称为陀螺仪的进动性，也叫受迫进动。进动性是陀螺仪的又一个基本特性。

陀螺仪的进动性可以用下面的实验来证实：陀螺仪转子绕 Oz 轴高速旋转，将重锤挂在内环上，如图 4-4 所示。对一般刚体来说，由于重锤形成绕 Ox 轴的力矩，应使内环（连同转子）绕 Ox 轴转动，但是由于转子的高速旋转，内环并不绕 Ox 轴转动，而是转子连同内、外环一起绕 Oy 轴以一定的角速度等速转动（陀螺仪转子的角动量绕外环轴转动）。重锤越重，则形成的外力矩越大，转动角速度越大。另外一种情况，如果外力矩绕外环轴作用，则陀螺仪转子连同内环绕内环轴转动（陀螺仪转子的角动量绕内环轴转动）。

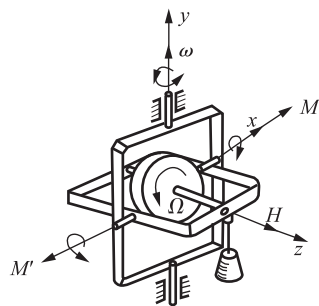


图 4-4 外力矩作用下陀螺仪的进动

为了同一般刚体的转动相区别,我们把陀螺仪绕着与外力矩矢量垂直方向的转动叫作进动,其转动角速度叫作进动角速度。

如图4-5所示,设圆环绕 Oz 轴自转,各个质点有一定的角动量。全部质点角动量矢量之和就是圆环的动量矩 $\mathbf{H}_z = \mathbf{J}_z \boldsymbol{\Omega}_z$, $Oxyz$ 是固连圆环中心的活动坐标系。当圆环受到外力矩 \mathbf{M}_x 作用时,根据刚体转动定律,各质点都要绕 Ox 轴产生角加速度。各质点本来都在 xOy 平面内转动,由于绕 Ox 轴加速运动,它们每时刻都要离开原来的转动平面,导致圆环的动量矩 \mathbf{H}_z 朝着外力矩 \mathbf{M}_x 方向连续移动,显示出圆环主轴连续转向,追赶外力矩的运动现象,这就是圆环的进动。

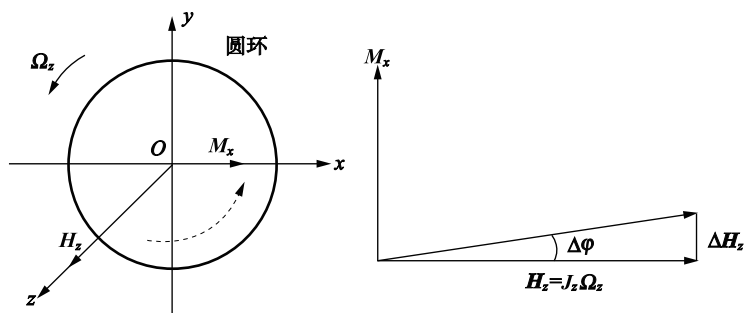


图4-5 高速旋转圆环的进动

根据动量矩定理,作用在刚体上的冲量矩等于刚体的动量矩增量,动量矩为 \mathbf{H}_z 的陀螺仪受到外力矩 \mathbf{M}_x 作用,则在 Δt 时间内作用在刚体上的冲量矩为 $\mathbf{M}_x \Delta t$,动量矩的增量为 $\Delta \mathbf{H}_z = \mathbf{H}_z \tan \Delta \varphi \approx \mathbf{H}_z \Delta \varphi$,则有

$$\mathbf{H}_z \Delta \varphi = \mathbf{M}_x \Delta t \quad (4-1)$$

取极限得出进动角速度为:

$$\boldsymbol{\omega}_j = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{\mathbf{M}_x}{\mathbf{H}_z} \quad (4-2)$$

其中陀螺仪动量矩等于转子绕自转轴的转动惯量 \mathbf{J}_z 与转子自转角速度 $\boldsymbol{\Omega}_z$ 的乘积,这样上式也可以写成:

$$\boldsymbol{\omega}_j = \frac{\mathbf{M}_x}{\mathbf{J}_z \boldsymbol{\Omega}_z} \quad (4-3)$$

由式(4-3)可知,当动量矩 \mathbf{H}_z 为一定值时,进动角速度 $\boldsymbol{\omega}_j$ 的大小与外力矩的大小成正比;外力矩为一定时,进动角速度 $\boldsymbol{\omega}_j$ 的大小与动量矩的大小成反比。若动量矩和外力矩均为一定值时,则进动角速度也保持一定值。

陀螺仪进动角速度的方向取决于动量矩 \mathbf{H} 和外力矩 \mathbf{M} 的方向。在进动过程中,动量矩 \mathbf{H} 沿最短路径趋向外力矩的方向,就是进动方向。进动角速度矢量、动量矩矢量和外力矩矢量三者的方向可以用右手定则确定:将四指伸向动量矩方向,然后以最短路径握向外力矩的右手旋进方向(拇指方向),就是进动角速度方向,如图4-6所示。

陀螺仪的进动,其根本原因是转子受外力矩的作用,外力矩作用于陀螺仪的瞬间,它就立即出现进动,外力矩除去的瞬间,它就立即停止进动;外力矩的大小、方向改变,进动角

速度的大小、方向也立即发生相应的改变。也就是说,陀螺仪的进动是没有惯性的。但是,完全的无惯性是不存在的,这里只是因为陀螺仪的动量矩较大,它的惯性表现的不明显。

从三自由度陀螺仪的基本组成可知,内环的结构保证了自转轴与内环轴的垂直关系;外环的结构保证了内环轴与外环轴的垂直关系;而自转轴与外环轴的几何关系,则要根据两者间的相对转动情况而定。当作用在外环轴上的外力矩使陀螺转子(连同内环)绕内环轴进动时,自转轴与外环轴就不能保持垂直关系。设自转轴偏离它原来的位置一个 θ 角时,如图4-7所示,则陀螺仪动量矩在垂直外环轴方向的有效分量为 $H\cos\theta$,此时进动角速度的大小变为:

$$\omega_j = \frac{M}{H\cos\theta} \quad (4-4)$$

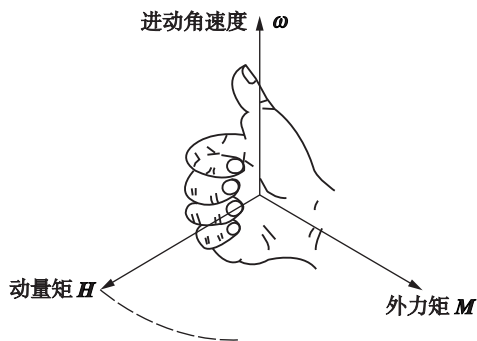


图 4-6 陀螺仪进动的方向

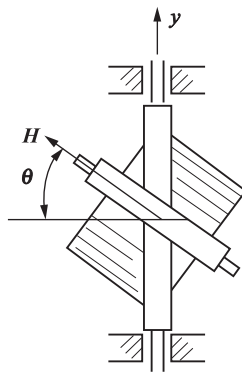


图 4-7 自转轴与外环轴不垂直的情况

由式(4-4)可知,当自转轴与外环轴垂直,即 $\theta = 0(\cos\theta = 1)$ 时,陀螺转子动量矩的有效分量最大;当自转轴相对于垂直位置的偏转角逐渐增大,陀螺转子动量矩的有效分量随着减小,如果自转轴绕内环轴的进动角度达到 90° ,那么自转轴就与外环轴重合,即陀螺仪失去一个自由度,陀螺转子动量矩的垂直于外环轴的有效分量为零,这时,作用在外环轴上的外力矩将使转子连同内环一起绕外环轴转动起来,这时陀螺仪变成了二自由度陀螺仪,这种现象叫作环架自锁。一旦出现环架自锁,陀螺仪就没有绕外框架轴的进动性了。

(三) 反作用特性

当给陀螺仪加外力矩时,便引起陀螺仪的进动,故这个外力矩又称为进动力矩。根据作用与反作用定律可知,对应于加给陀螺仪的外力矩,必然存在有一个与这个外力矩大小相等、方向相反的力矩。这个陀螺反作用力矩与外力矩同时出现,并且加在施加外力矩的物体上,称这个力矩为陀螺力矩,用 M_g 表示,即:

$$M_g = -M = -(\omega \times H) = H \times \omega \quad (4-5)$$

由式(4-5)可知,只要陀螺动量矩矢量在空间的方向发生变化,就会产生陀螺力矩,它的大小和方向按矢量运算规则确定。

三、三自由度陀螺仪的应用

根据三自由度陀螺仪在制导弹药上安装方式的不同,可分为垂直陀螺仪和方向陀螺仪。

(一) 垂直陀螺仪

用来测量弹体滚转角和俯仰角的陀螺仪,叫作垂直陀螺仪。

如图4-8所示,垂直陀螺仪的内环轴与弹体的纵轴 Ox_1 重合,转子轴与弹体的 Oy_1 轴重合。滚转角输出电位器的滑臂装在内环轴上,电位器的绕组与弹体固连。由于陀螺转子的定轴性,转子轴和内、外框架的轴都能保持在弹体发射时的装定方向。弹体滚转时,陀螺转子为了保持原来的方向不变,必然会使得电位器滑臂与电位器绕组之间发生相对转动。假如滑臂原来在绕组中心位置,滑臂转过的角度就等于弹体滚转的角度 γ , 电位器的输出电压 u_γ 与滚转角 γ 呈线性关系,也就是说垂直陀螺仪输出的是弹体滚转角信号。

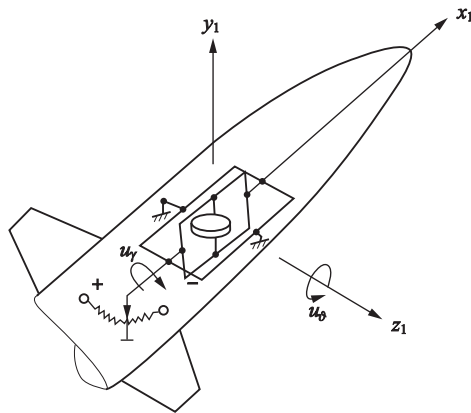


图4-8 垂直陀螺仪原理图

同理,若在外框架轴上安装俯仰角输出电位器的滑臂,电位器绕组与弹体固连,当弹体做俯仰运动时,陀螺转子为了保持原来的方向不变,必然会使得电位器滑臂与电位器绕组之间发生相对转动,滑臂转过的角度就等于弹体俯仰的角度 ϑ , 电位器的输出电压 u_ϑ 和俯仰角 ϑ 呈线性关系,也就是说垂直陀螺仪输出的是弹体的俯仰角信号。

陀螺仪除了上述陀螺转子、框架和输出电位器等主要部分外,还有一些辅助机构。图4-9所示为一种典型的垂直陀螺仪,其制锁机构平时锁住内外环位置,保证弹体发射时转子主轴和 Oy_1 轴一致。弹体发射之后,开锁继电器拉开杠杆,滑架向左运动,两个锁杆脱开了凸轮,内外框架就能自由转动,使陀螺仪工作。

国产某型号炮射导弹中应用了一个三自由度陀螺仪,该陀螺仪是外支承内转子,由高压燃气驱动、耐高过载的垂直陀螺仪。其主要作用是确定导弹的初始基准方向以及将地面坐标系的控制指令变为弹上坐标系的控制指令。

(二) 方向陀螺仪

能测量弹体偏航角和俯仰角的陀螺仪叫方向陀螺仪。

如图4-10所示,方向陀螺仪的转子轴与 Ox_1 轴重合,内环轴、外环轴分别与 Oz_1 、 Oy_1 重合。在外环轴上安装偏航角输出电位器的滑臂,内环轴上安装俯仰角输出电位器的滑臂,两电位器的绕组都固连在弹体上。因此,当弹体绕 Oy_1 轴或 Oz_1 轴转动时,方向陀螺仪就输出弹体偏航角信号 u_φ 或俯仰角信号 u_ϑ 。它利用的仍然是陀螺仪的定轴性。

在“红土地”末制导炮弹中应用了两个三自由度陀螺仪。其中一个导引头位标器陀螺,另外一个为惯性陀螺。这两个三自由度陀螺仪均是内支承外转子,由弹簧驱动的、耐高过载的方向陀螺仪。其中位标器陀螺的作用是通过安装在转子上的光学系统实现对目标的连续跟踪,从而输出目标视线转动角速度成比例的信号。惯性陀螺的作用是测量末制导炮弹在惯性制导段弹体的俯仰角。

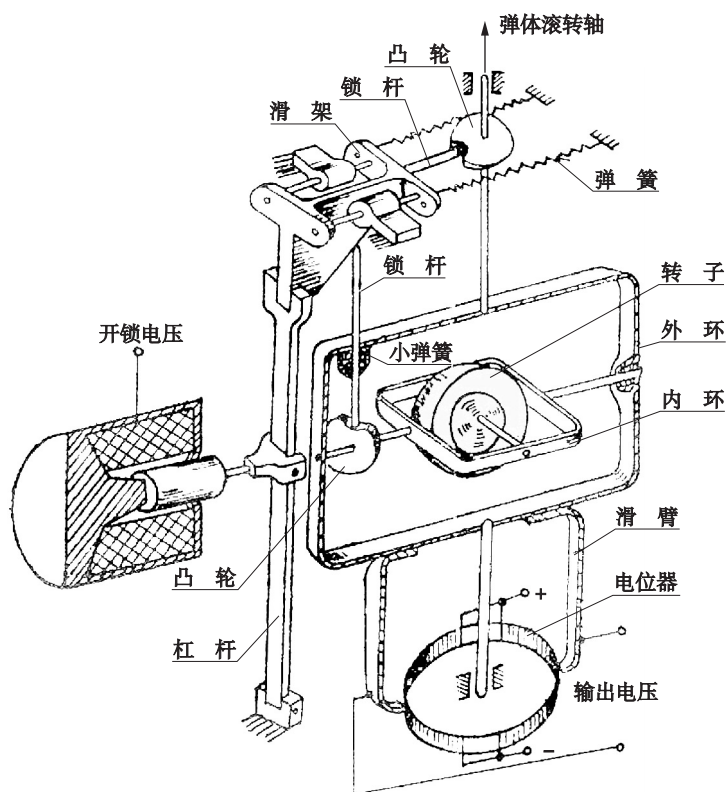


图 4-9 典型的垂直陀螺仪

四、二自由度陀螺仪的应用

根据测量功能不同，二自由度陀螺仪分为速率陀螺仪、速率积分陀螺仪。

(一) 速率陀螺仪

二自由度陀螺仪是在三自由度陀螺仪的基础上将它的外环进行固定，使其失去一个自由度而构成的，而速率陀螺仪是给二自由度陀螺仪加上弹性元件、阻尼器和角度传感器的陀螺仪。当弹性元件的弹性系数 K 很小时，输出量几乎与输入角速度成正比，因此可以测量弹体旋转的角速度。弹性元件与阻尼器的一端固定在框架轴的一端上，阻尼器另一端与陀螺仪壳体固连，起到框架轴一端支承的作用。阻尼器常用空气阻尼器或液体阻尼器。对液浮陀螺仪而言，浮子与壳体间隙内的液体黏性约束可以起到阻尼器的作用，因而不需要安装阻尼器。最简单的也是最常用的角度传感器是电位器，电位器的电刷固定在框架轴的另一端（即安装在弹性元件与阻尼器的相对位置），电位器绕组与陀螺仪壳体固连。

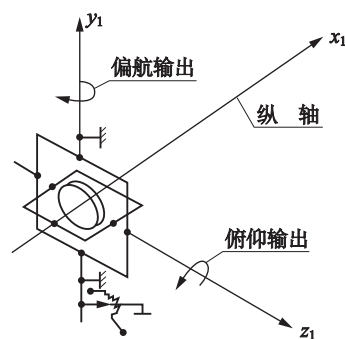


图 4-10 方向陀螺仪原理图

如图 4-11 所示,陀螺仪框架轴的方向与弹体纵轴平行,当弹体以角速度 ω_y 绕 Oy_1 轴转动时,由陀螺仪进动的右手定则可知,陀螺仪将沿 Ox_1 轴反方向产生陀螺力矩 M' ,使陀螺仪绕 Ox_1 轴进动,如果没有弹性元件的约束作用,在进动过程中转子动量矩矢量将逐渐转向 Oy_1 轴方向,最终与 Oy_1 轴重合。由于陀螺仪在进动过程中弹性元件与阻尼元件将产生与进动方向相反的弹性力矩和阻尼力矩,所以当框架转到某一角度时,陀螺力矩与约束力矩平衡,框架轴停止转动。而且我们发现, ω_y 越大,陀螺力矩 M' 越大,在力矩平衡条件下框架轴转过的角度 β 就越大,而速率陀螺仪角度传感器的输出电压和框架轴转过的角度成正比,这也就意味着角度传感器的输出电压与弹体转动角速度成正比。阻尼器的作用是对框架的起始转动引入阻尼力矩,消除框架转动过程中的振荡。

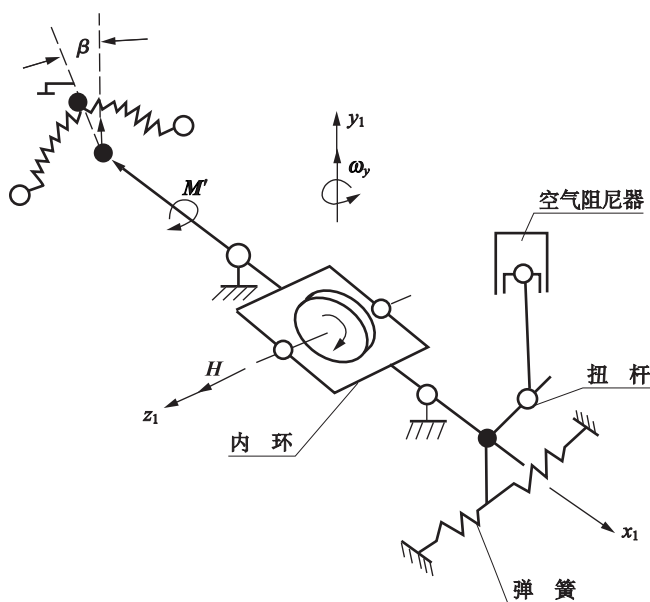


图 4-11 速率陀螺仪工作原理

因为速率陀螺仪能够测量出弹体转动的角速度,所以又叫作角速度陀螺仪。

(二) 速率积分陀螺仪

速率积分陀螺仪和速率陀螺仪不同,它是在二自由度陀螺仪基础上只增设阻尼器和角度传感器而构成的。结构上与速率陀螺仪相比,它只缺少弹性元件,而阻尼器起了主要作用。

实际中应用的速率积分陀螺仪都是液浮式结构。典型的液浮式积分陀螺仪的原理结构如图 4-12 所示。陀螺转子装在浮筒内,浮筒被壳体支承,浮筒与壳体间充有浮液,这种浮液往往属于那种重黏性液体,比如氟油(具有很强的黏性)。浮筒受到的浮力与它的重量相等,可以保护宝石轴承不受破坏,同时可以使浮筒获得所需的阻尼特性。

当陀螺仪壳体(与弹体固连)绕 Ox_1 轴以角速度 ω 转动时,转子带动浮筒(相当于环架)以 $\frac{d\beta}{dt}$ 角速度进动转动,此时阻尼力矩为 $k \frac{d\beta}{dt}$ (k 为浮液的阻尼系数,阻力总是与速度成正比,这里阻尼力矩与转动角速度成正比),而阻尼力矩等于转子进动力矩 $H\omega$, 即 $k \frac{d\beta}{dt} = H\omega$, 所

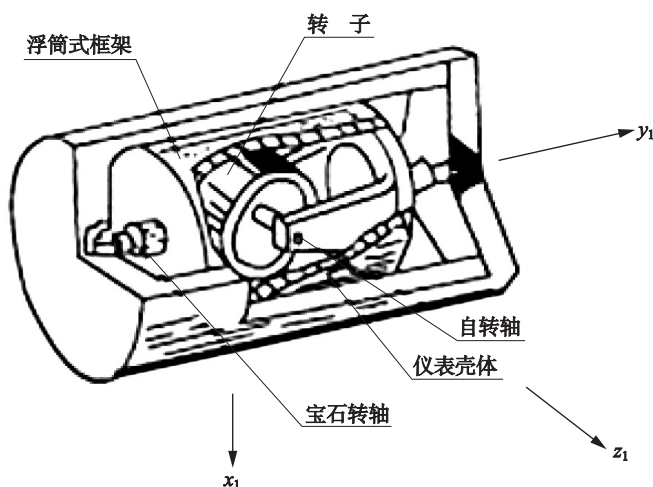


图 4-12 液浮式速率积分陀螺仪原理结构图

以，角度传感器输出的角度信号 $\beta = \frac{H}{k} \int_0^t \omega dt$ 。也就是说，速率积分陀螺仪角度传感器的输出电压与输入角速度的积分成比例。

某型简易控制火箭弹采用的就是速率积分陀螺仪，也是一种液浮式结构。利用它来测量火箭弹实际弹轴方向与初始给定射向之间的角偏差，以此形成控制指令，驱动执行机构完成对火箭弹的角度稳定，提高精度与密集度。

五、光学陀螺仪

具有角动量是机械转子式陀螺仪与一般刚体的根本区别，机械转子式陀螺仪的工作原理是建立在牛顿力学基础上的，动量矩定理是分析陀螺动力学特性的基本方程。角动量是由机械旋转产生的，机械旋转必须依靠支承，所以支承技术是机械转子式陀螺仪的关键技术。机械式陀螺仪的结构特点决定了永远存在以下两个因素影响它的精度，一是轴承摩擦，二是轴承磨损改变转子质心。所有机械式陀螺仪不断改进的目的都是为了减小转轴和轴套间摩擦干扰力矩。对陀螺仪的性能指标要求越高，支承技术就越复杂，成本也越高，这就是机械转子式陀螺仪的局限性。同时，由于复杂的机械结构，机械转子式陀螺仪在抗冲击振动等环境适应性方面也存在局限性，为此，随着相关技术的发展，出现了建立在量子力学基础上的光学陀螺仪。光学陀螺仪与机械转子式陀螺仪的工作原理有本质区别，具有全固态、启动快、耐冲击、动态测量范围宽、数字输出和工作可靠等优点，同时受温度影响小，因此，光学陀螺仪是构建捷联式惯性导航系统的理想元件，同时也可用于构建惯性稳定装置。

1897 年，英国物理学家 Oliver Lodge 最早提出光学陀螺仪的概念。1913 年，法国科学家 Sagnac 论证了光学陀螺仪的工作原理及基本效应——Sagnac 效应。1925 年，Gale 和 Michelson 利用一个面积为 $600\text{m} \times 300\text{m}$ 的巨大环形干涉仪测量出地球的旋转角速度。1960 年，第一台激光器问世。1961 年 Heer、1962 年 Rosenthal 等提出将激光器用于 Sagnac 干涉仪构成环形激光陀螺仪。1963 年 2 月，美国 Sperry 公司的 Macek 和 Davis 宣布他们用环形行波激光

器感测旋转速率获得成功。同年, Sperry 公司首次报道的环形激光陀螺仪原理性试验中, 使用 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 的正方形闭合光路, 测得 $50(^{\circ})/\text{h}$ 的低转速, 这一消息引起了惯性技术领域的轰动, 随即在 1964 年前后, 全世界几十家研究机构展开了对环形激光陀螺仪的研究。在对提高环形激光陀螺仪精度的研究过程中, 1976 年世界上第一台光纤陀螺仪问世。

(一) Sagnac 效应

1913 年, 法国实验物理学家 Sagnac 发现了 Sagnac 效应。为了观察转动系统中光的干涉现象, 他做了一个类似于旋转陀螺仪力学实验的光学实验, 该实验装置如图 4-13 所示。从光源 O 发出的光到达半镀银反射镜 M 后分成两束: 一束为反射光, 经过反射镜 M_1 、 M_2 、 M_3 及 M 后到达光屏 P , 另一束是透射光, 经过 M_3 、 M_2 、 M_1 及 M 后到达光屏 P 。这两束沿相反方向传播的光汇合在光屏上, 形成了干涉条纹, 用照相机可以记录下干涉条纹。当整个装置(包括光源和照相机)开始转动时, 干涉条纹开始发生移动。这个实验被称为 Sagnac 实验, 它证明了处于一个系统中的观察者确定该系统的转动速度的可能性。但是, 由于当时只有普通光源, 观察到的效应非常微小, 很难达到实际应用所要求的精确度, 因此一直没有得到实际应用。直到 20 世纪 60 年代初出现了激光器, 该效应才被广泛应用于激光陀螺仪及光纤陀螺仪。

下面介绍 Sagnac 效应感测旋转角速度的原理。如图 4-14 所示, 考虑在一个半径为 R 的环形光路的激光谐振腔内, 运转着正、负两束光。当这个环形谐振腔绕环形光路的法线以角速率 ω 匀速转动时, 对于腔外(惯性坐标系内)的观察者, 与 ω 转动方向相同的光绕环形光路一圈的时间为:

$$t^+ = \frac{2\pi R + \omega R t^+}{c} \quad (4-6)$$

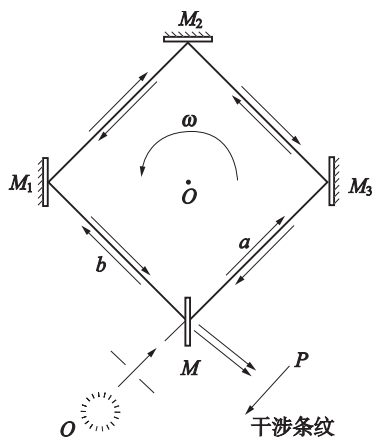


图 4-13 Sagnac 实验原理图

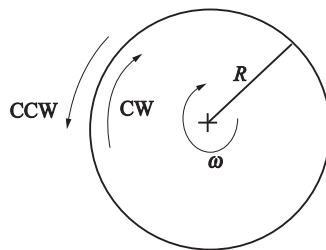


图 4-14 Sagnac 效应原理示意图

与 ω 转动方向相反的光绕环形光路一圈的时间为:

$$t^- = \frac{2\pi R - \omega R t^-}{c} \quad (4-7)$$

令 $\Delta t = t^+ - t^-$ 为正反两束光绕环形光路一圈的时间差, 则:

$$\Delta t = \frac{4\pi R^2 \omega}{c^2 - R^2 \omega^2} = \frac{4\pi R^2 \omega}{c^2} \left(1 + \frac{R^2 \omega^2}{c^2} + \dots \right) \quad (4-8)$$

因此, 正反光束的光程差为:

$$\Delta L = c\Delta t = \frac{4S}{c}\omega \quad (4-9)$$

式中 $S = \pi R^2$ ——环形光路所包围的面积;

c ——光速。

从式(4-9)可以看出, 只要能够测量出光程差 ΔL , 就可以得到角速度值 ω 。

Sagnac 效应从理论上给出了角速度和光程差的关系式, 但真正用到实际测量中却是非常困难的。1925 年, Michelson 和 Gale 的巨型干涉仪由于采用普通光源, 其环形光路按 Sagnac 公式也仅仅产生 $0.1745\mu\text{m}$ 的光程差, 这样小的光程差根本无法测量。激光器的发明使 Sagnac 效应得到了实际的应用。把激光增益介质引入环形谐振腔中, 构成环形激光器, 才极大地提高了闭合光路测量角速度的灵敏度。

在闭合光路中, 当激光束在谐振腔中谐振时, 光程的长度是光波长的整数倍。设光程长为 L , 波长为 λ , 则:

$$L = n\lambda \quad (4-10)$$

由于光波长与频率的乘积就是光速, 即:

$$c = f\lambda \quad (4-11)$$

所以, 有:

$$f = \frac{c}{\lambda} = \frac{n}{L}c \quad (4-12)$$

据此可以推导出顺、逆两束激光谐振的频率差为:

$$\Delta f = f_2 - f_1 = \frac{n}{L_2}c - \frac{n}{L_1}c \quad (4-13)$$

已知环路的光程长度为 L , 两束光的光程差 ΔL 为 $\frac{4S}{c}\omega$, 光程 $L_2 = L - \frac{1}{2}\Delta L$, $L_1 = L + \frac{1}{2}\Delta L$, 故有:

$$\Delta f = \frac{4S}{L\lambda}\omega \quad (4-14)$$

式中 令 $K = \frac{4S}{L\lambda}$, K 为标度因数。

只要确定了 K , 就可以通过检测环形光路中两束激光的频差而计算出闭合光路相对于惯性空间的角速率。

例如, 当环路为边长等于 50mm 的正方形时, 工作波长为 $1.15\mu\text{m}$ 的激光陀螺仪的标度因数为:

$$K = \frac{4S}{L\lambda} = \frac{50 \times 10^3}{1.15} = 43478.26$$

当光波波长 $\lambda = 0.6328\mu\text{m}$ (常用的氦-氖激光器谱线波长) 时, 对于前面提及的 Michelson 实验, 根据式(4-14)可以计算出 $\Delta f = 0.464 \times 10^5 \text{Hz}$ 。可见, 同样的地球自转角速度, 对应的光程差 $\Delta L = 0.1745\mu\text{m}$, 很难检测, 而在环形激光谐振腔里的两束激光的频差可以

达到 $0.464 \times 10^5 \text{ Hz}$ ，使测量的灵敏度提高了 5~6 个数量级，从而使应用 Sagnac 效应测量旋转角速度成为可能。

例如：以周长 $L = 40 \text{ cm}$ 的正方形环形光路来测量地球自转角速度 ($\omega = 7.269 \times 10^{-5} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$)，用红光 ($\lambda = 6328 \text{ \AA}$)，代入式(4-14)，可得频差 $\Delta f = 11.5 \text{ Hz}$ ，这是一个不小的数值，用现有仪器可准确地测出。

这就是说，当采用激光和谐振腔后(用了条件 $L = n\lambda$)，环路几何尺寸可大大减小，而测量灵敏度则大大提高，从而使得用光学方法敏感角速度这一原理进入现代科技应用的范围。

将式(4-14)两边对时间 t 求积分，左边得到在 t 时间内的差频振荡次数 N ，右边得到在 t 时间内环路转过的角度。

$$N = \int_0^t (f_2 - f_1) dt = \frac{4S}{L\lambda} \int_0^t \frac{d\theta}{dt} dt = \frac{4S}{L\lambda} \theta \quad (4-15)$$

用仪器记下频差振荡次数，也就知道了环路在某段时间内转过的角度。如果我们在一个飞行器上沿互相垂直的三个方向各固定一个环形谐振腔(即用三个陀螺)，就可以随时测定飞行器沿三个方向各转了多少角度，也就测定了飞行器的方位。

(二) 激光陀螺仪

激光陀螺仪利用在惯性空间转动的环形激光器产生正、反两束激光，随激光器转动而出现频差效应来敏感运载体的转动角速度，如图 4-15 所示。激光陀螺仪是一种速率陀螺仪，它不使用机械转子，而是使用沿着闭合光路运转的激光光束。因此，它完全是一个光学元件，只是从功能来说，和机电陀螺一样，用来测定相对惯性空间的转速和方位，所以还叫作“陀螺”。

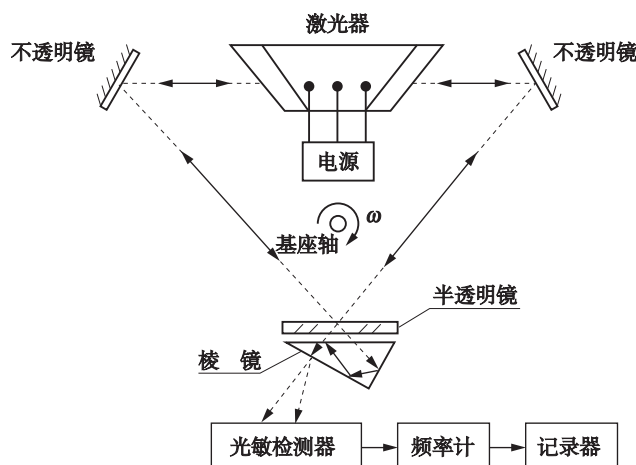


图 4-15 激光陀螺仪作用原理

与机械转子式陀螺相比，激光陀螺仪具有以下特点：结构简单、可靠性好、耐冲击和大过载、能快速起动，且能直接输出数字信号，可以在恶劣的环境中工作，目前多用于捷联惯导系统中。

按照激光谐振腔的腔型来分，激光陀螺仪可分为三角形腔和四边形腔两类。三角形腔有

三条毛细孔，三面激光反射镜，其腔型可以是正三角形，也可以是等腰三角形。四边形腔绝大多数都是正方形平面腔，只有少数四边形腔不是正方形而是 8 字形或非共面四边形。

按照敏感轴数量来分，如果在同一玻璃基体上，激光陀螺仪只敏感一个方向的转动角速度，则称其为单轴激光陀螺仪，如果在同一玻璃基体上，激光陀螺仪可以敏感三个方向的转动角速度，则称其为三轴激光陀螺仪。

(三) 光纤陀螺仪

激光陀螺仪属于第一代光学陀螺仪。1976 年，美国 Utah 大学的 Vali 和 Shorthill 首次提出光纤陀螺仪的概念，它标志着第二代光学陀螺仪——光纤陀螺仪的诞生。

光纤是 20 世纪后半叶的重要发明之一。光纤是光导纤维的简称，它用比头发丝还细的石英玻璃丝或塑料丝等制成，整个直径约 1mm。光的全反射现象是光纤传光原理的基础。不同角度射入光纤的光线，虽然沿着不同的曲线行进，但它们沿轴向的传输速度大体上是相同的，因而传输光能够自动聚焦。

光纤陀螺仪 (Fiber - Optic Gyroscope, FOG) 是利用光纤传导激光的一种速率陀螺仪，如图 4-16 所示。与激光陀螺仪一样，其工作原理都基于 Sagnac 效应。因此，光纤陀螺仪具有激光陀螺仪所具有的一切优点。与激光陀螺仪相比，光纤陀螺仪具备两大优势：

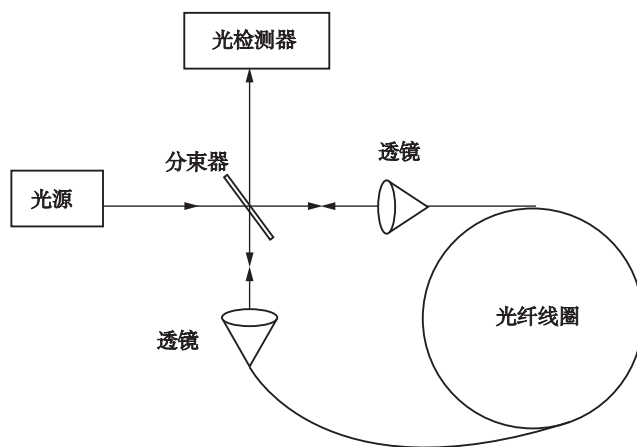


图 4-16 光纤陀螺仪作用原理图

(1) 不需要精细加工和仔细密封的光学谐振腔，不需要高品质反射镜，因此大大降低了结构的复杂性和生产成本。

(2) 克服了因激光陀螺闭锁现象带来的负效应。激光陀螺输出特性曲线如图 4-17 所示。激光陀螺仪的自锁效应是指：当激光陀螺仪输入角速度 ω 小于某一临界值 ω_L 时，陀螺仪输出的频差 Δf 为零，即对该范围内输入角速度不敏感，输出信号被自锁或闭锁。这种效应会导致在零输入角速度附近的阈值误差，而且会使输出特性在一定范围内出现非线性，从而造成零速度的测量误差。自锁效应主要是由于激光陀螺仪环形谐振腔中的相向行波之间相互耦合、能量相互渗透而引起的。而光纤陀螺仪不存在光学谐振腔，依靠光纤传导激光，因此不存在闭锁现象。

就原理与结构而言，光纤陀螺仪可分为干涉式光纤陀螺仪 (Interferometric Fiber - Optic

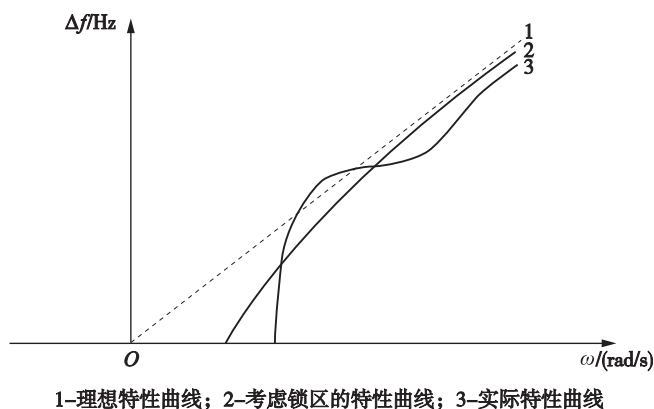


图 4-17 激光陀螺输出特性曲线

Gyroscope, IFOG)、谐振式光纤陀螺仪(Resonant Fiber – Optic Gyroscope, RFOG)、布里渊式光纤陀螺仪(Brillouin Fiber – Optic Gyroscope, BFOG)、锁模光纤陀螺仪及法 – 珀(Fabry – Perot)光纤陀螺仪 5 种。

就有无反馈信号而言,可分为开环光纤陀螺仪和闭环光纤陀螺仪两类。

从相位解调方式来看,还可分为相位差偏置式光纤陀螺仪、光外差式光纤陀螺仪以及延时调制式光纤陀螺仪。

这里以干涉式光纤陀螺仪为例,简要说明光纤陀螺仪的工作原理。

干涉式光纤陀螺仪是直接利用 Sagnac 环形干涉仪的结构形式,根据转动引起两束光的干涉信号来检测角速度的光纤陀螺仪。根据 Sagnac 效应,顺、逆时针传播的两束光的相位差为:

$$\Delta\Phi = \frac{2\pi}{\lambda}\Delta L = \frac{2\pi}{\lambda} \frac{4SN}{c}\omega = \frac{4\pi LR}{c\lambda}\omega \quad (4-16)$$

式中 N —— 光纤环的匝数;

L —— 光纤环光纤的总长度, $L = 2\pi RN$ 。

式(4-16)即为干涉式光纤陀螺仪的测量公式,通过检测两束输出光的相位差 $\Delta\Phi$, 就可以获得角速度 ω 。

目前,光纤陀螺仪的性能已得到大幅度提高,陀螺漂移小于 $0.01(^{\circ})/h$ 的光纤陀螺已能批量生产,它将逐步取代激光陀螺仪。某型远程多管火箭炮制导侵彻弹中采用的就是光纤陀螺。

第二节 加速度计

加速度计是制导弹药中的重要惯性敏感元件之一,它输出与运动载体的运动加速度成比例的信号,可以用来测量弹体的法向加速度。在惯性制导系统中,它还用来测量制导弹药的切向加速度,经过积分,便可确定制导弹药的飞行速度和位置。

一、加速度计的分类

(一) 按检测质量的运动方式分类

1. 线加速度计

在这类加速度计中,检测质量位于导轨中,在加速作用下,检测质量沿导轨方向的位移作为输出量。如重锤式加速度计、石英线加速度计等。

2. 摆式加速度计

在这类加速度计中,检测质量做成单摆式,在加速作用下,检测质量绕支点产生角位移作为输出量。常见的宝石轴承摆式加速度计、挠性摆式加速度计等即属于此类。

(二) 按测量系统的形式分类

1. 开环加速度计

开环加速度计又称简单加速度计,这类加速度计的测量系统是开环的,如图4-18所示。这种加速度计必须精确地校准,其抗干扰能力差、精度低。其优点是构造简单,容易维护,成本低。在一般精度不太高的情况下,多采用开环加速度计。

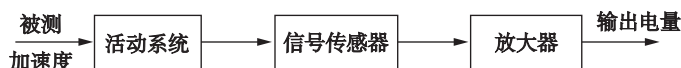


图 4-18 开环加速度计原理图

2. 闭环加速度计

闭环加速度计又称为平衡式加速度计、力反馈加速度计、带有补偿系统的加速度计、伺服加速度计。其作用原理如图4-19所示。

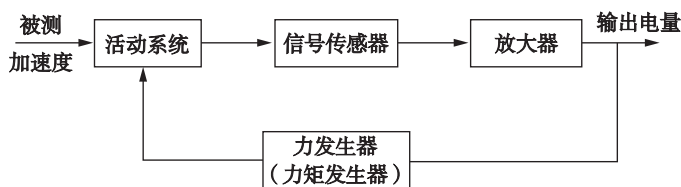


图 4-19 闭环加速度计原理图

闭环加速度计抗干扰能力强,测量精度高,因为有反馈的作用,加速度计的活动系统基本上工作在零位附近,还可扩大量程。

二、重锤式加速度计

重锤式加速度计的工作原理如图4-20所示。

当基座以加速度 a 运动时,由于惯性质量块 m 相对于基座后移。质量块的惯性力拉伸前弹簧,压缩后弹簧,直到弹簧的回复力 $F_t = k\Delta s$ 等于惯性力时,质量块相对于基座的位移量才不再增大。忽略摩擦阻力不计,质量块和基座有相同的加速度,即 $a = a'$ 。根据牛顿定律有:

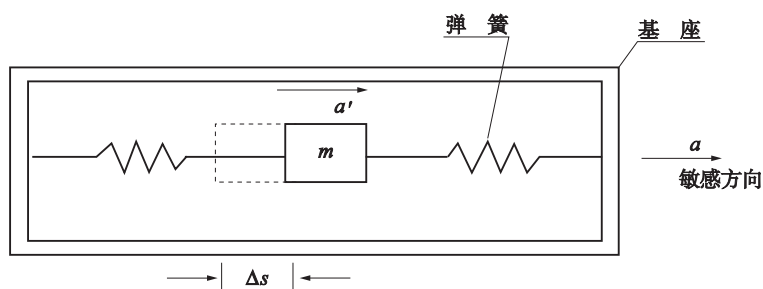


图 4-20 重锤式加速度计的工作原理图

$$F_t = ma' \quad (4-17)$$

因此,

$$a = a' = \frac{F_t}{m} = \frac{k}{m} \Delta s \quad (4-18)$$

即:

$$a = k' \Delta s \quad (4-19)$$

式中 $k' = k/m$ 。

所以测出质量块的位移量 Δs ，便知道基座的加速度。

典型重锤式加速度计的结构如图 4-21 所示。该重锤式加速度计由惯性体(重锤)、弹簧片、阻尼器、电位器和锁定装置等组成。重锤悬挂在弹簧片上，弹簧片与壳体固连，锁定装置是一个电磁机构，在弹体发射前，用衔铁端部的凹槽将重锤固定在一定位置上。弹体发射后，锁定装置解锁，使重锤能够活动，阻尼器的作用是给重锤的运动引入阻力，消除重锤运动过程中的振荡。

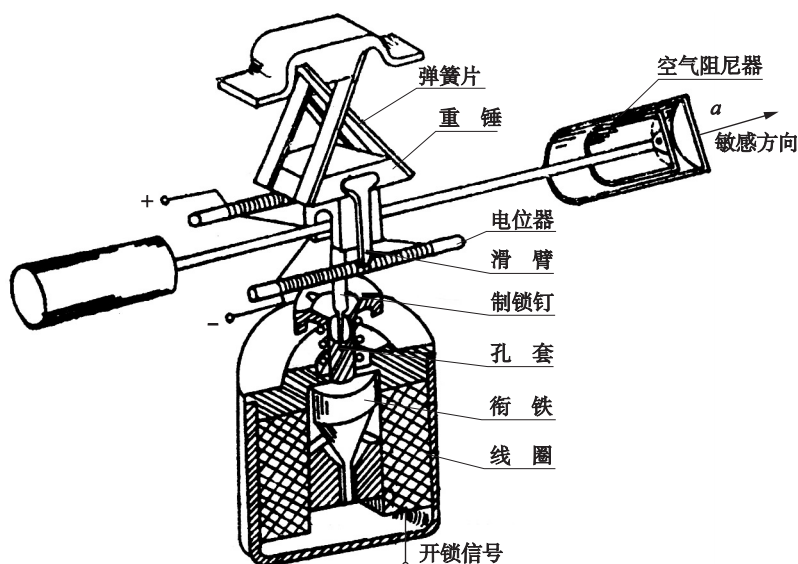


图 4-21 典型重锤式加速度计结构

弹体等速运动时, 弹簧片两边的拉力相等, 重锤不产生惯性力, 在弹簧片的作用下重锤处于中间位置; 弹体加速运动时, 重锤靠惯性相对壳体产生位移, 由于弹簧片的作用, 重锤平衡在相应位置上。与重锤固连的电位器滑臂也位移同样的距离, 这个距离与弹体的加速度成比例, 所以电位器的输出电压与弹体的加速度成比例。

三、液浮摆式加速度计

液体悬浮技术成功地应用于摆式加速度计和二自由度速率积分陀螺仪, 是惯性导航技术发展史上的一个重要里程碑。20 世纪 60 年代液浮摆式惯性器件已发展到成熟阶段, 各种类型的液浮摆式加速度计广泛应用于各种导航和制导系统中。

液浮摆式加速度计原理结构类似于液浮式陀螺仪, 如图 4-22 所示。壳体内充有浮液, 将浮筒悬浮。浮筒内相对旋转轴有一个失衡检验惯性体(质量块 m), 偏离旋转轴的距离为 L , 敏感方向为图中的 z 方向。

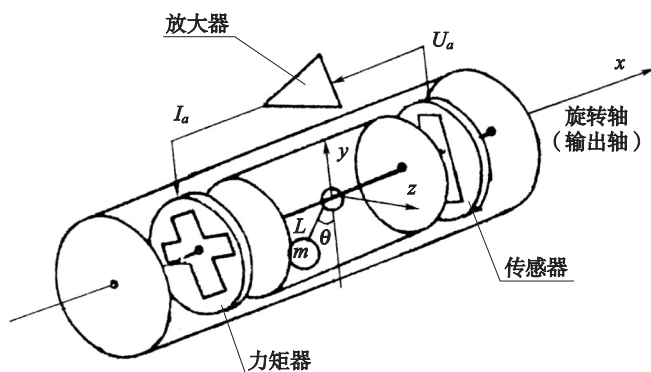


图 4-22 液浮摆式加速度计原理图

当沿加速度计的输入轴(敏感方向)有加速度时, 由于惯性的作用, 惯性体绕旋转轴产生惯性力矩

$$M_a = Lma \quad (4-20)$$

惯性体在惯性力矩作用下, 将绕旋转轴(输出轴)转动, 惯性体绕输出轴相对壳体转动的角度 θ 由传感器敏感, 传感器输出与转动角度 θ 成比例的电压信号 U_a , 即:

$$U_a = k_u \theta \quad (4-21)$$

式中 k_u ——传感器的传递系数。

传感器电压输入放大器, 放大器输出与输入电压成比例的电流信号 I_a , 为:

$$I_a = k_i U_a \quad (4-22)$$

式中 k_i ——放大器的放大系数。

放大器输出的电流信号输入给力矩器, 产生与电流成比例的力矩 M_k 。

$$M_k = k_m I_a = k_m k_i U_a = k_m k_i k_u \theta \quad (4-23)$$

式中 k_m ——力矩器的放大系数。

这一力矩绕输出轴作用在惯性体上, 在稳态时, 它与输入加速度后惯性体产生的力矩相平衡, 即:

$$M_k = M_a \quad (4-24)$$

$$k_m I_a = L m a \quad (4-25)$$

则：

$$I_a = L m a / k_m \quad (4-26)$$

此时力矩器的输入电流与输入加速度成比例，通过采样电阻可获得与输入加速度成比例的信号。

由传感器、放大器和力矩器所组成的闭合回路，通常称为力矩再平衡回路。所产生的力矩通常称为再平衡力矩，其表达式为：

$$M_k = k_m I = k_m k_i U = k_m k_i k_u \theta \quad (4-27)$$

式中，三个系数的乘积 $k_m k_i k_u$ 即为再平衡回路的增益。

四、摆式积分加速度计

摆式积分加速度计原理如图 4-23 所示。这种加速度计是一个三自由度陀螺仪，该陀螺仪的特点是转子的质心与支架的中心有意不重合，即沿转子轴偏离支架中心的距离 l 上有质量为 m 的重物。当弹体沿 Ox 轴方向出现加速度时，质量为 m 的重物产生惯性力 ($-P_m = m a_x$ ，向上为正)，此惯性力绕 Oy 轴的惯性力矩为：

$$M_y = m a_x l \quad (4-28)$$

在 M_y 的作用下，转子轴产生绕外环轴 Ox 的进动。设进动角速度为 ω_x 。根据进动定律，可以求得：

$$\omega_x = \frac{M_y}{H} = \frac{m l}{H} a_x \quad (4-29)$$

对于具体的陀螺装置， H 、 m 、 l 都为常数，所以 ω_x 与加速度成比例，也就是说，外环轴的旋转角速度与加速度成比例。假若外环轴上装有一个角度传感器，而角度是角速度的一次积分，那么，给出的角度信号就反映了加速度积分一次的信号，也就是角度 a_x 信号与速度成比例。

当外环存在较大的干扰力矩 M_T 时，内环要引起进动，进动角速度为 $\frac{M_T}{H}$ 。经过时间 Δt ，进动角为 $\frac{M_T}{H} \Delta t$ 。内环的进动改变了陀螺仪三个轴互相正交的状态，转子轴与外环轴不垂

直，它直接影响了陀螺仪的运动关系。譬如， $\omega_x = \frac{M_y}{H}$ ，这样简单的线性关系就不再存在了，而呈一种复杂的非线性关系，给设计和使用都带来不利。如果陀螺仪要求具有如上的简单线性关系，那么内环的进动将破坏其正常工作状态。但是，内环的进动总是客观存在的，因为外环轴上不可避免地存在摩擦力矩。

为了抵消内环的进动，可附加一套修正装置来解决，如图 4-23 所示。在内环轴上安装一个角度传感器，用以测量内环的进动角，形成与内环进动角成比例的电信号，去控制力矩马达转动。给外环轴施加修正力矩 M_D ，在 M_D 作用下，内环轴便反向进动回来，力图使内环进动角为 0，以保持三轴正交状态。

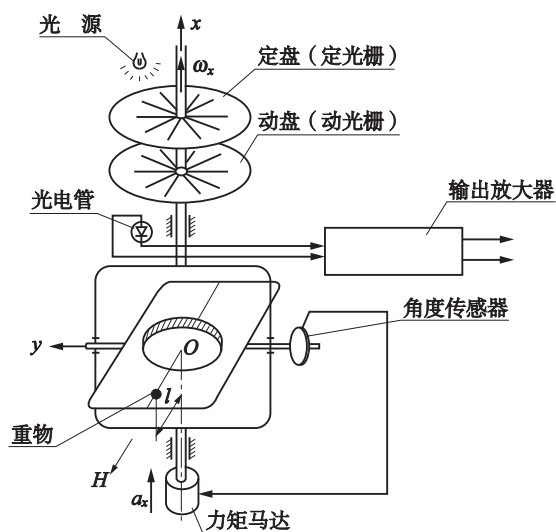


图 4-23 摆式积分加速度计原理图

五、石英挠性加速度计

石英挠性加速度计是一种闭环加速度计，其特点是摆组件用挠性杆支承。挠性杆是由非金属材料石英做成的。在材料相应部位加工出两个圆弧，两圆弧最薄处仅有百分之几毫米（约 0.03mm），如图 4-24 所示。这种结构使挠性杆沿加速度输入方向（图 4-24 中的 y 轴方向）很薄，容易弯曲，而挠性杆的侧向抗弯刚度很大，不容易弯曲。

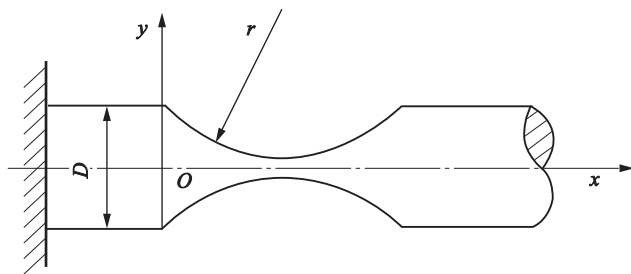


图 4-24 挠性杆示意图

石英挠性加速度计是由挠性杆、质量块和检测电容等组成，如图 4-25 所示。

其测量加速度的原理是：当沿敏感轴方向有加速度输入时，惯性力对挠性杆细颈处形成惯性力矩，使摆组件绕细颈处转动。当摆组件偏转时，由磁钢表面与摆组件两个端面构成电容传感器的间隙一侧增大，另一侧减小。于是，差动式电容传感器产生电信号输出，经伺服电路放大、变换，输出电流反馈到力矩器绕组，产生电磁力矩与惯性力矩平衡，此时，该电流的大小与输入加速度成比例，即可测得加速度。

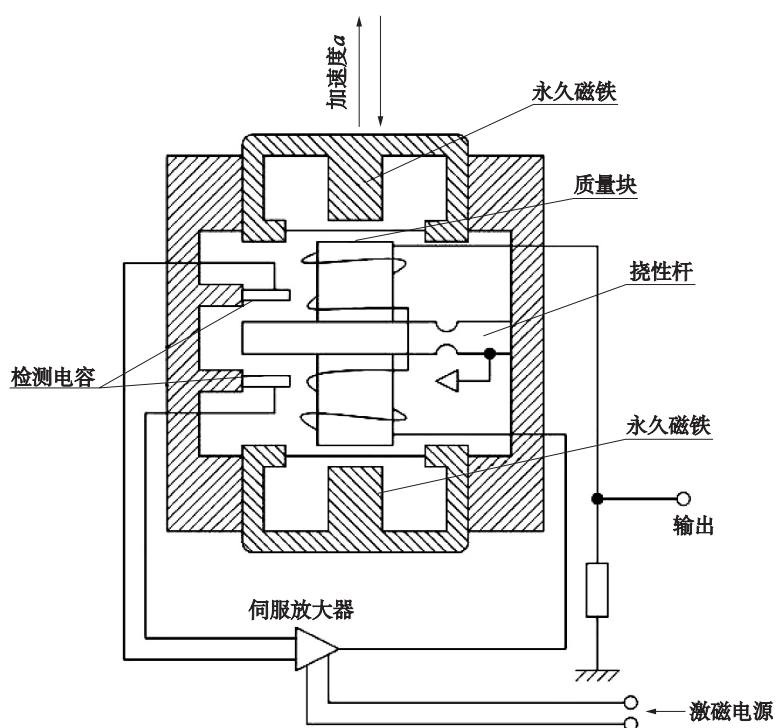


图 4-25 石英挠性加速度计原理图

由于石英挠性加速度计是用挠性杆支承的，所以没有支承摩擦力矩，有利于提高加速度计的测量精度。同时，其具有体积小、质量轻的特点，应用十分广泛。某型简易控制火箭弹就采用了石英挠性加速度计。

第五章 地磁测量原理

地球周围的空间存在的磁场称为地磁场。地磁场是地球的基本物理场，主要起源于地球本体，由于地核内部包含的大量铁磁质元素在高温高压作用下转变成自由电子，导致地层导电率提高，自由电子在地核与地幔之间不停流动，使得地球周围形成磁场，类似于将一个较为稳定的磁偶极子置于地心，产生南北两个磁极。

地磁场有着丰富的参数信息，如地磁总场、地磁三分量、磁倾角、磁偏角和地磁场梯度等，为地磁测量系统提供了充足的信息。

第一节 地球磁场基础知识

一、地磁场的分布

(一) 地磁要素

通常利用地磁场强度 T 和它的分量描述地磁场的特征。如图 5-1 所示，在观测点建立坐标系 $OXYZ$ ，并设观测点为原点 O ，原点处磁场值 T 所在的垂面为磁子午面， X 轴沿地理子午线向北为正， Y 轴沿纬度方向东为正， Z 轴垂直向下为正。

T 在 X 轴上的投影 x ，称为北向强度； T 在 Y 轴上的投影 y ，称为东向强度； T 在 Z 轴上的投影 z ，称为垂直强度。 T 在水平面 OXY 上的投影 H ，称为水平强度。

磁子午面与地理子午面的夹角 D ，称为磁偏角，并规定 H 向东偏为正，向西偏为负。

T 与水平面的夹角 I ，称为磁倾角，在北半球， T 指向地平线之下， I 角为正；在南半球， T 向上， I 为负。

T 、 H 、 I 、 x 、 y 、 z 和 D 统称为地磁要素，它们之间的关系为：

$$\begin{cases} H = T \cos I, z = T \sin I, I = \arctan\left(\frac{z}{H}\right) \\ x = H \cos D, y = H \sin D, D = \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \\ T^2 = H^2 + z^2 = x^2 + y^2 + z^2 \end{cases} \quad (5-1)$$

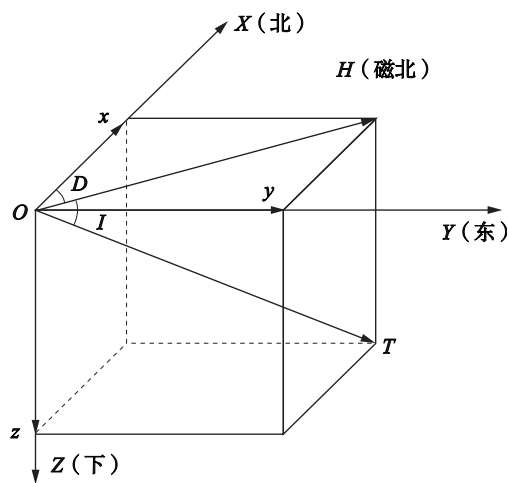


图 5-1 地磁要素图

(二) 地磁图

为了解地磁场的分布规律及随时间变化的特点,可在地球表面许多地方设立地磁观测台,用精密仪器长期连续地测定各地磁要素。为清晰地表现地磁场的分布规律,一般将地磁要素测定结果绘成等值线图,也就是在地图上将某种地磁要素具有相同数值的各点连成的曲线而成的图,称为地磁图。地磁图可以把整个地球或一定区域的地磁场情况从数量、特征上清晰地显示出来。

例如,将磁偏角数值相同的各点连成曲线的地磁图,称为等偏角地磁图;将磁倾角数值相同的各点连成曲线的地磁图,称为等倾角地磁图;将磁场强度数值相同的各点连成曲线的地磁图,称为等强度地磁图。

由于各地磁要素在时间上不是恒定的,这就要使地磁图的描绘适合于某一个特定的时期,一般采用一年的中期。例如,绘制某年的地磁图,就应该把地磁要素的数值都化为该年度7月1日0时0分的数值。目前,地磁图通常每五年绘制一次。地磁图的绘制可分为某一地区的、某一国家范围的和全球的,后者即为世界地磁图。显然,地磁图的比例尺越小,描绘等值线的准确性就越差。因此,世界地磁图以及各国地磁图实际是地磁各要素的一种平均分布图。世界地磁图表现了地球表面各地磁要素分布的一般形态。

如图5-2所示,等偏角地磁图是从一点出发汇聚于另一点的曲线族。它有两点 $D = 0^\circ$ 的等偏角线把磁偏角分为正负两个区域。负等值线表示磁偏角值小于 0 ,磁针西偏;正等值线表示偏角值大于 0 ,磁针东偏。

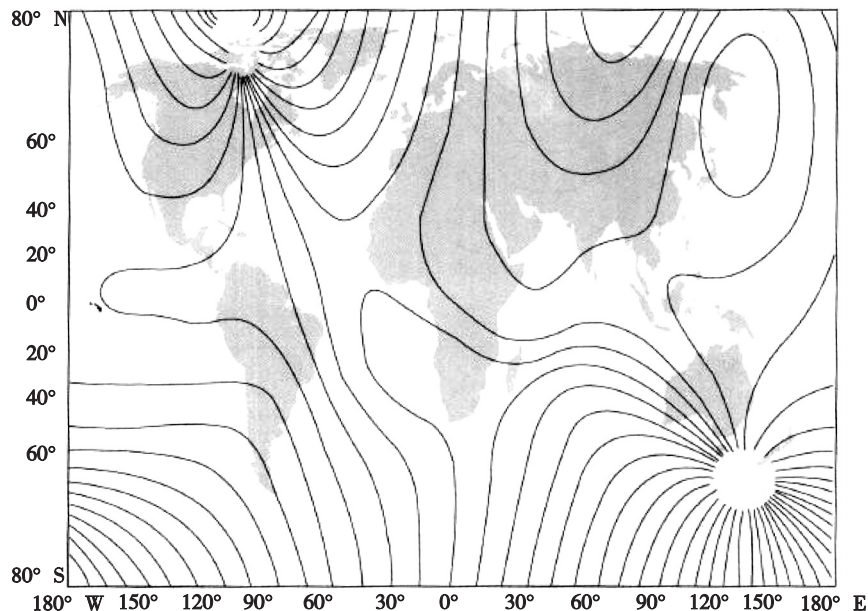


图5-2 世界等偏角地磁图

等偏角线在南北两半球上汇聚于四个点:两个是磁极,两个是地极。在南北磁极处,水平强度为 0 ,倾角为 90° ,在水平面内能自由转动的磁针在此处可停止在任意位置,水平强度 H 的指向(磁子午线的方向)在此处已失去意义。因此,该处的磁偏角可以有 $0^\circ \sim \pm 180^\circ$ 。

的数值。同理，在地理两极处地理子午线的概念亦失去了意义，磁偏角也可以有 $0^\circ \sim \pm 180^\circ$ 的数值。

如图 5-3 所示，等倾角地磁图是大致沿纬度圈分布的一系列平行曲线，形态更为匀称和规则。零值等倾角线称为磁赤道。由赤道至两极，倾角由 0° 逐渐增加到 90° 。磁赤道以北，磁针 N 极下倾，倾角为正，磁赤道以南，磁针 N 极上仰，倾角为负。

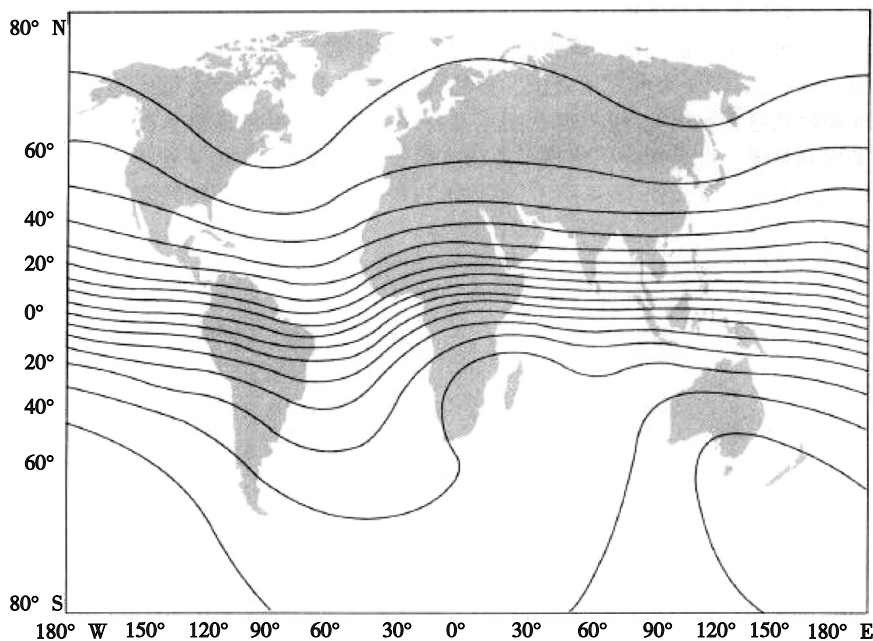


图 5-3 世界等倾角地磁图

如图 5-4 所示，等强度地磁图也是大致沿纬度方向排列的曲线族，它在南北两极处最大，约为 $0.6 \sim 0.70e$ ，而在赤道附近为 0。

由世界地磁图可知，磁场的分布几乎不反映地壳的地质地理情况，说明地球磁场的来源在地球内很深或在远离地球外很远处。

地磁场的分布具有以下特点：

(1) 地球有两个磁极，与地理极靠近，其位置各在 75°N 、 105°W 、 67°S 和 143°E 附近。在磁极上，磁倾角为 $\pm 90^\circ$ ，水平分量为 0，垂直分量最大，磁偏角无定值。

(2) 水平分量除了在极地附近外的其他任何地方，均指向北。垂直分量在北半球指向下，在南半球向上。地球磁场在北半球的是 S 极，在南半球的是 N 极。

(3) 两极处的总磁场强度为 $0.6 \sim 0.70e$ ，赤道处的总磁场强度为 $0.3 \sim 0.40e$ ，前者约为后者的 2 倍。磁倾角沿纬度按一定规律变化，这与均匀磁化球体或偶极子磁场的分布相似。

(4) 地球的磁化是不对称的，其磁轴与地球自转轴不重合，交角约为 11.5° 。偶极子的中心偏离地球中心约 400km。

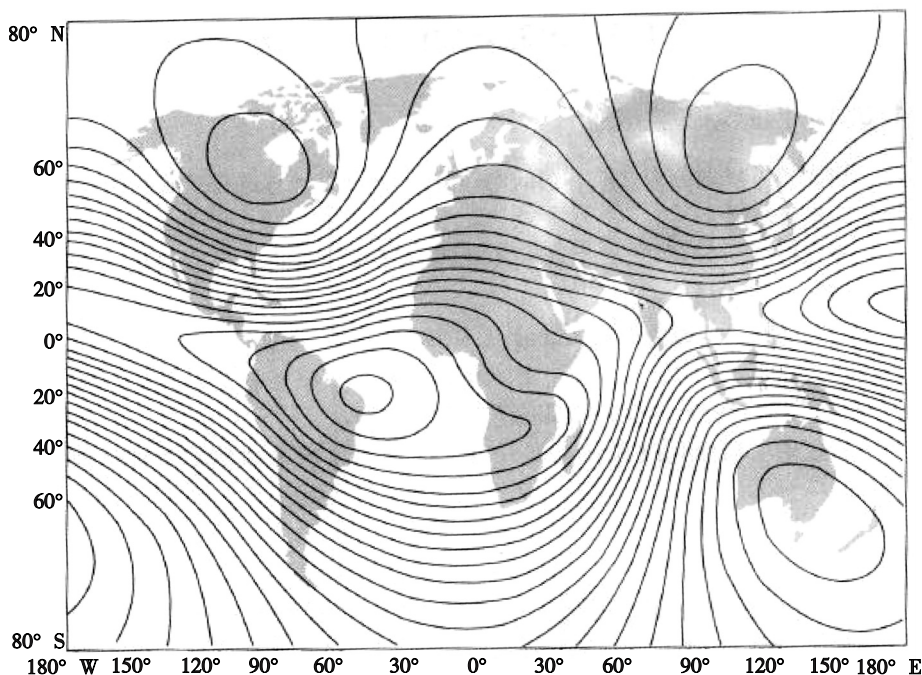


图 5-4 世界等强度地磁图

二、地磁场的组成

地磁场可以划分为性质不同的两部分：一部分是地球的稳定磁场；一部分是地球的变化磁场。变化磁场一般很弱，最大变化(在磁暴条件下)也只有地磁场总强度的 2% ~ 4%，通常小于 1%。稳定磁场是地磁场的主要部分，总磁场可写成：

$$T = T_0 + \Delta T \quad (5-2)$$

式中 T —— 总磁场；

T_0 —— 稳定磁场；

ΔT —— 变化磁场。

稳定磁场和变化磁场又可划分为起源于地球内部和地球外部的两个部分，即：

$$\begin{cases} T_0 = T_i + T_e \\ \Delta T = \Delta T_i + \Delta T_e \end{cases} \quad (5-3)$$

式中 T_i —— 起源于地球内部的稳定磁场，称为地磁场的内源磁场，其强度约为稳定磁场的 94%；

T_e —— 起源于地球外部的稳定磁场，称为地磁场的外源磁场，其强度约为稳定磁场的 6%；

ΔT_i 、 ΔT_e —— 变化磁场 ΔT 的内源部分和外源部分，其中 ΔT_i 约为 ΔT 的 1/3，而 ΔT_e 约为 ΔT 的 2/3。

从本质上讲，变化磁场起源于地球外部的各种电流体系，例如高度约为 100km 处的电

离层的电流体系；内源部分也是由它的感应所引起。变化磁场的实质是起源于地球外部而叠加在地球稳定磁场上的各种短期变化的磁场。

由以上分析可知，地球磁场可以进一步区分为三个基本部分：内源磁场 T_i 、外源磁场 T_e 和变化磁场 ΔT ，即：

$$T = T_i + T_e + \Delta T \quad (5-4)$$

内源磁场又包括偶极子磁场 T_M 、大陆磁场 T_m 和异常磁场 T_α ，即：

$$T_i = T_M + T_m + T_\alpha \quad (5-5)$$

故地磁场 T 可表示为：

$$T = T_M + T_m + T_\alpha + T_e + \Delta T \quad (5-6)$$

三、地磁场的解析模式

在研究地磁场时，首先应建立地磁场及其长期变化分布模式。用球谐分析方法表示地球基本磁场及其长期变化的分布，通常称为地磁场的球谐模式；用若干个偶极子表示地磁场的分布，称为地磁场的偶极子模式。

(一) 地磁场的一级近似表示

作为对地球磁场的一般了解，将地球磁场看成一个均匀磁化球体或地心偶极子的磁场即可。实际测量结果也表明，地磁场与地心偶极子磁场近似。物理学中，偶极子磁场与均匀磁化球体磁场等同，因此，可以通过分析均匀磁化球体磁场的解析式来了解地磁场的一般规律。如图 5-5 所示，设地球为一均匀磁化的球体，则球面任一点 P 的磁位为：

$$\mu = \frac{\mu_0 M}{4\pi r} \sin\varphi \quad (5-7)$$

式中 φ —— 磁纬度；

r —— 地球半径变量；

M —— 地球磁场磁矩；

μ_0 —— 真空磁导率。

由于磁场强度是磁位的负梯度，所以 P 的磁场强度为：

$$T = -\text{grad}\mu \quad (5-8)$$

以 P 为原点建立直角坐标系，取 X 轴向北， Y 轴向东， Z 轴指向地心，则 T 的三个分量，分别为：

$$x = -\frac{\partial T}{\partial x}, y = -\frac{\partial T}{\partial y}, z = -\frac{\partial T}{\partial z} \quad (5-9)$$

另外，

$$dx = r d\varphi, dy = r \cos\varphi d\lambda, dz = -dr \quad (5-10)$$

式中 λ —— P 的经度。

若不考虑磁轴与地球自转轴的偏离问题，则 P 点的磁位与经度无关，因此 T 的各分

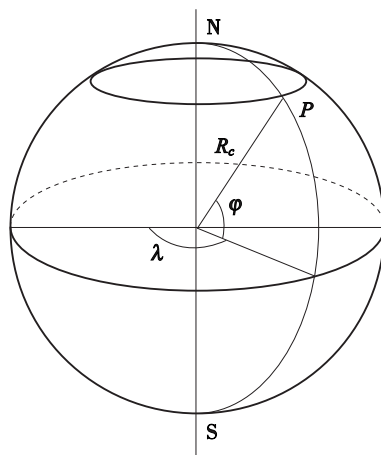


图 5-5 均匀磁化球体

量为:

$$\begin{cases} H = x = -\frac{1}{r} \frac{\partial \mu}{\partial \varphi} = \frac{\mu_0 M}{4\pi R_e^3} \cos \varphi \\ y = 0 \\ z = \frac{\partial \mu}{\partial r} = \frac{2\mu_0 M}{4\pi R_e^3} \sin \varphi \end{cases} \quad (5-11)$$

总磁场强度为:

$$T = \sqrt{H^2 + z^2} = \sqrt{\left(\frac{\mu_0 M}{4\pi R_e^3}\right)^2 (1 + 3 \sin^2 \varphi)} \quad (5-12)$$

由式(5-11)和式(5-12)可知,在磁赤道处, $\varphi = 0^\circ$, 有:

$$\begin{cases} H = \frac{\mu_0 M}{4\pi R_e^3} \\ z = 0 \\ T = H \end{cases} \quad (5-13)$$

在两磁极处, $\varphi = 90^\circ$, 有:

$$\begin{cases} H = 0 \\ z = \frac{\mu_0 M}{2\pi R_e^3} \\ T = z \end{cases} \quad (5-14)$$

可见赤道处地磁场强度只有两极处磁场强度的一半。

研究表明,由上述近似公式计算的结果与实际观测值相比较,除个别地方有较大的差异外,其基本变化规律与实际相符。因此,用均匀磁化球体的磁场来描述地球磁场,是可以作为一级近似值的。

(二) 地磁场的球谐模式

球谐分析方法于1838年由高斯首先提出,该方法是表示全球范围地磁场的分布及其长期变化的一种数学分析方法。假设地球是均匀磁化球体、地球旋转轴与地磁轴重合,球体半径为 R , N 为地理北极,也表示地磁北极(北磁极下对应的是地磁偶极子的 S 极性)。若采用球坐标系,如图5-6所示。坐标原点为球心,球外任一点 P 的地心距为 r , 余纬度为 θ , 经度为 λ , 则在地磁场源区之外空间域坐标系 (r, θ, λ) 中,磁位 μ 的拉普拉斯方程可以写成如下形式:

$$\frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left(r^2 \frac{\partial \mu}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\sin \theta \frac{\partial \mu}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r^2 \sin^2 \theta} \frac{\partial^2 \mu}{\partial \lambda^2} = 0 \quad (5-15)$$

对上式采用分离变量法,即令:

$$\mu(r, \theta, \lambda) = R(r)H(\theta)\Phi(\lambda) \quad (5-16)$$

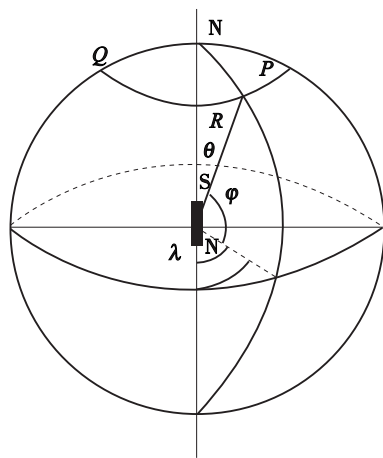


图5-6 地球极坐标系

可解得拉普拉斯方程的一般解,从而可分别获得其内源场和外源场的磁位球谐表达式。若设外源场磁位为零,则内源场的磁位球谐一般表达式为:

$$\mu = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{1}{r^{n+1}} [A_n^m \cos(m\lambda) + B_n^m \sin(m\lambda)] P_n^m(\cos\theta) \quad (5-17)$$

式中, $P_n^m(\cos\theta)$ 为施密特准归一化的 Legendre 函数。

$$\begin{cases} P_n^m(\cos\theta) = \frac{1}{2^n n!} \sqrt{\frac{C_m (n-m)! (1-\cos^2\theta)^m}{(n+m)!}} \frac{d^{n+m}(\cos^2\theta - 1)^n}{d\cos\theta^{n+m}} \\ C_m = \begin{cases} 1, m=0 \\ 2, m \leq 1 \end{cases} \end{cases} \quad (5-18)$$

A_n^m 、 B_n^m 为内源场磁位的球谐级数系数,它与球体的任一 $d\tau$ 体积元的磁荷量点 dm_0 有关, $dm_0 = \rho d\tau$, ρ 为体磁荷密度。若小体积元中心坐标为 $(r_0, \theta_0, \lambda_0)$, 则有

$$A_n^m = \frac{1}{4\pi\mu_0} \iiint r_0^n P_n^m(\cos\theta_0) \cos(m\lambda_0) dm_0 \quad (5-19)$$

$$B_n^m = \frac{1}{4\pi\mu_0} \iiint r_0^n P_n^m(\cos\theta_0) \sin(m\lambda_0) dm_0 \quad (5-20)$$

根据位场转换理论,地磁场的各分量表达式为:

$$\begin{cases} x = \frac{1}{r} \frac{\partial\mu}{\partial\theta} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} [g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)] \frac{d}{d\theta} P_n^m(\cos\theta) \\ y = \frac{1}{r\sin\theta} \frac{\partial\mu}{\partial\theta} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} \left(\frac{m}{\sin\theta}\right) [g_n^m \sin(m\lambda) - h_n^m \cos(m\lambda)] P_n^m(\cos\theta) \\ z = \frac{\partial\mu}{\partial r} = - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} (n+1) [g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)] P_n^m(\cos\theta) \end{cases} \quad (5-21)$$

式中 R ——国际参考球坐标,即地球的平均半径 6371.2km;

g_n^m 、 h_n^m —— n 阶 m 次高斯球谐系数,有:

$$\begin{cases} g_n^m = R^{-(n+2)} A_n^m \mu_0 \\ h_n^m = R^{-(n+2)} B_n^m \mu_0 \end{cases} \quad (5-22)$$

设 N 为阶次 n 的截止阶值,则系数的总个数 $S = N(N+3)$ 。

式(5-22)为地球磁场的高斯球谐表达式,若已知球谐系数和某点物理坐标的经纬度,则可利用该式计算地球表面或外部任一点的地磁要素三分量,从而进一步求出其他的地磁要素。

目前最常用的地磁球谐模型有两个:

(1) 1968 年,由国际地磁学与高空物理协会(IAGA)首次提出高斯球谐分析模式,并在 1970 年正式批准了这种模式,称为国际地磁参考场模式,记为 IGRF。IGRF 表示确定的地磁参考场,每五年改变一次高斯系数,即通过年变率的调整取得。

(2) 英国地质调查局(BGS)和美国地质调查局(USGS)每隔五年推出的一个地磁模型 WMM。

英国国防部、美国国防部等组织都将上述两个模型作为导航和姿态确定的参考系。根据已知的球谐模型,研究者可以利用 Geomagix 软件或者登录美国国家地球物理数据中心(Na-

tional Geophysical Data Center)的官方网站(<http://www.ngdc.noaa.gov>)来获取地球附近空间任意指定一点的地磁七要素。

(三) 区域地磁场模式

为了表示某一地区的正常场,需要建立地区性地磁场模型。某些地区的磁测数据密度一般要比全球的大一些,足以更仔细地刻画地磁场的分布特征。

如前文所述,球谐分析是分析全球的地磁场和编绘全球地磁图的主要数学方法,但由于数据和计算能力的限制,它的分辨能力是有限的,不适用于处理某一地区磁场或描述空间尺度较小的磁异常。

目前,在分析区域性地磁场模式时,常用泰勒级数展开式来计算地磁要素。对于任一地磁要素,有:

$$F(\varphi, \lambda) = \sum_{n=0}^N \sum_{k=0}^n A_{nk} (\varphi - \varphi_0)^{n-k} (\lambda - \lambda_0)^k \quad (5-23)$$

式中 A_{nk} ——根据各测点的实际数据由最小二乘法计算得到的泰勒多项式模型系数;

N ——截段系数;

λ_0, φ_0 ——展开点的经度和纬度;

λ, φ ——测量点的地理经度和纬度。

下式为三阶泰勒多项式的计算公式,可以分别计算磁偏角 D 、磁倾角 I 、地球磁场的水平分量 H 和地球磁场的垂直分量 z , 即:

$$\begin{aligned} F(\varphi, \lambda) &= F_0 + F_1 \Delta\varphi + F_2 \Delta\lambda + F_3 \Delta\varphi^2 + F_4 \Delta\varphi \Delta\lambda + F_5 \Delta\lambda^2 + F_6 \Delta\varphi^3 + F_7 \Delta\varphi^2 \Delta\lambda \\ &\quad + F_8 \Delta\varphi \Delta\lambda^2 + F_9 \Delta\lambda^3 \end{aligned} \quad (5-24)$$

式中 $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0$;

$\Delta\lambda = \lambda - \lambda_0$, 且有 $\varphi_0 = 36^\circ, \lambda_0 = 106^\circ$ 。

表 5-1 给出了 1980 年中国正常磁场多项式数学模式参考数据。

表 5-1 1980 年中国正常磁场多项式数学模式参考数据

系数	$D/(^{\circ})$	$I/(^{\circ})$	$H/(10^{-5} \text{ nT})$
F_0	$-0.4284935736 \times 10^{-1}$	0.926023249	0.3171485384×10^5
F_1	-0.1154040922	0.1373099586×10	$-0.3722365676 \times 10^5$
F_2	-0.2287518024	$-0.4431916100 \times 10^{-1}$	0.889923441×10^2
F_3	$0.5170978556 \times 10^{-1}$	-0.1137448784×10	-0.243350123×10^5
F_4	-0.7610317418	-0.1537202100	0.13054245×10^5
F_5	$-0.5423542938 \times 10^{-2}$	$-0.9183576082 \times 10^{-1}$	-0.476545217×10^4
F_6	0.2238463210	0.5627361280	0.2088929336×10^5
F_7	-0.2959164876	0.5648394426	$-0.6894915952 \times 10^3$
F_8	0.4324638326	-0.3563105736	0.2504343722×10^5
F_9	0.3063216602	$-0.8489259542 \times 10^{-1}$	0.7804901590×10^3

第二节 敏感地磁的方法

地磁敏感器件是各类地磁探测系统的核心部件，主要有磁罗经、磁通门器件和各种固态磁传感器。

一、磁罗经技术

磁罗经又称为磁罗盘，是在我国古代司南、指南针基础上逐步发展起来的测定方向基准的仪器，利用磁针受地磁作用稳定指北特性指示地理方向，确定航向和观测物标方位。

罗盘是罗经的最主要部分，是指示方向的灵敏部件。现代液体磁罗经的罗盘均由刻度盘、浮室、磁针及轴帽组成，如图 5-7 所示。刻度盘一般由云母片制成，上刻有 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 的度数，在八个等向点上有 N、NE、E、SE、S、SW、W、NW 明显记号。罗盘中间有一个水密空气室——浮室，用以增加罗盘在液体中的浮力，减轻罗盘对轴针间的摩擦力，增加罗盘的灵敏度。浮室中心轴处为上下贯通的螺孔，孔底部装宝石制成的轴帽，浮室下部为圆锥形，限制轴针的尖端只能与轴帽接触，同时又避免浮室的其他部分与轴针接触。

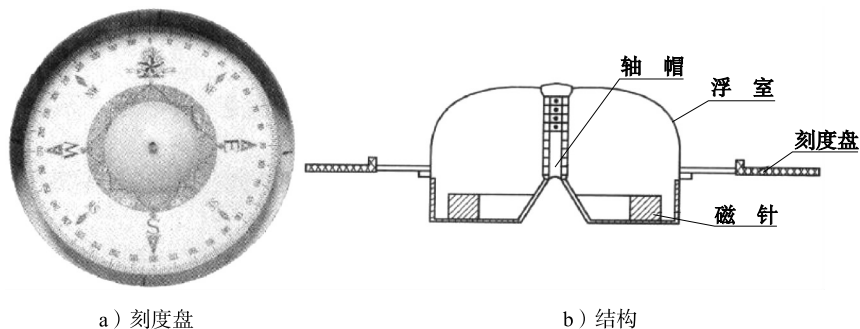


图 5-7 磁罗经罗盘

二、磁通门技术

(一) 磁通门原理

如图 5-8 所示，在一根铁芯上缠绕激磁线圈和感应线圈，铁芯由软磁材料制作，其横截面积为 S ，磁导率为 μ ，感应线圈的有效匝数为 W ，则载流激磁线圈在铁芯上建立的激磁磁场强度为：

$$H = H_m \cos 2\pi f t \quad (5-25)$$

式中 H_m —— 激磁磁场强度幅值；

f —— 激磁电源频率。

根据法拉第电磁感应定律，感应线圈上应产生的感应电势为：

$$e = -10^{-8} \frac{d}{dt} (\mu W S H) \quad (5-26)$$

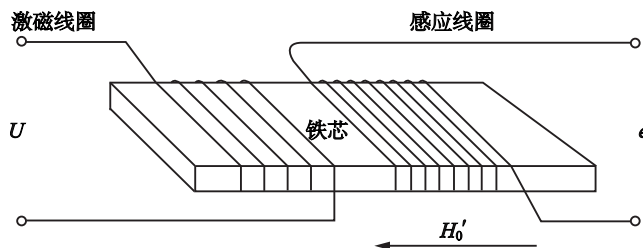


图 5-8 磁通门现象

如果 S 和 W 不变, 铁芯远离饱和工作状态, 其磁导率 μ 近似为常数, 感应电势 e 将仅仅与激磁磁场强度 H 变化有关, 则有

$$e = 2\pi \cdot 10^{-8} f \mu W S H_m \sin 2\pi f t \quad (5-27)$$

式(5-27)即为理想变压器效应的数学模型。由于铁芯磁化曲线的非线性, 激磁磁场瞬时值变化会引起铁芯磁导率 μ 变化。因此, 实际变压器效应的数学模型为

$$e = 2\pi \cdot 10^{-8} f \mu(t) W S H_m \sin 2\pi f t - 10^{-8} \frac{d\mu(t)}{dt} W S H_m \cos 2\pi f t \quad (5-28)$$

激磁磁场瞬时值方向呈周期性变化, 随之而变的铁芯磁导率 $\mu(t)$ 却无正负之分, 因此, $\mu(t)$ 是偶函数, 将其进行傅立叶级数展开, 即为:

$$\mu(t) = \mu_{0m} + \mu_{2m} \cos 4\pi f t + \mu_{4m} \cos 8\pi f t + \mu_{6m} \cos 12\pi f t + \dots \quad (5-29)$$

式中 μ_{0m} —— $\mu(t)$ 的常值分量;

$\mu_{2m}, \mu_{4m}, \mu_{6m}$ —— $\mu(t)$ 的各偶次谐波分量幅值。

将式(5-29)代入式(5-28), 得:

$$e = 2\pi f \mu W S H_m \left[\left(\mu_{0m} + \frac{\mu_{2m}}{2} \right) \sin 2\pi f t + \frac{3}{2} (\mu_{2m} + \mu_{4m}) \sin 6\pi f t + \frac{5}{2} (\mu_{4m} + \mu_{6m}) \sin 10\pi f t + \dots \right] \quad (5-30)$$

式(5-30)即是铁芯磁导率 $\mu(t)$ 随激磁磁场 $H_m \cos 2\pi f t$ 变化的变压器效应数学模型。在考虑铁芯磁导率 $\mu(t)$ 的变化后, 感应电势 e 将出现奇次谐波分量。

处于环境磁场中的变压器, 其铁芯的外加磁场除了激磁磁场以外, 还有环境磁场。设环境磁场 H_0 施加在铁芯轴向的分量为 H'_0 时, 式(5-30)变为:

$$e = 2\pi \cdot 10^{-8} f \mu(t) W S H_m \sin 2\pi f t - 10^{-8} \frac{d\mu(t)}{dt} W S H_m \cos 2\pi f t - 10^{-8} \frac{d\mu(t)}{dt} W S H'_0 \quad (5-31)$$

当 H'_0 比铁芯饱和磁场强度 H_s 和激磁磁场强度幅值 H_m 都小得多时, 它对铁芯磁导率 $\mu(t)$ 的影响可以忽略。式(5-31)的末项为 H'_0 引起的感应电势 e 的增量, 有

$$e(H'_0) = -2\pi f W S H_0 (2\mu_{2m} \sin 4\pi f t + 4\mu_{4m} \cos 8\pi f t + \dots) \quad (5-32)$$

式(5-32)说明, 铁芯磁导率 μ 随激磁磁场强度变化, 感应电势中会出现随环境磁场强度变化的偶次谐波增量 $e(H'_0)$ 。当铁芯处于周期性过饱和工作状态时, $e(H'_0)$ 将显著增大。利用这种物理现象可以测量环境磁场。

依据上述物理模型研制的器件称为磁通门探头。它可将环境磁场调制成偶次谐波感应电

势, 由环境磁场产生的感应电势 $e(H'_0)$ 称为磁通门信号。

(二) 磁通门传感器

由电工学可知, 变压器的基本功能是传递能量, 而磁通门探头作为测量元件, 其基本功能是传递信息。磁通门信号相对于变压器效应来说是非常微弱的。一般采用双铁芯磁通门探头, 如图 5-9 所示, 相当于一个差分输出的变压器。双铁芯探头的两根铁芯彼此平行, 同处在外磁场强度为 H_0 的被测磁场中。两根铁芯一端缠绕的激磁线圈反向串联, 所以激磁磁场在两根铁芯中任一瞬间的空间方向皆相反。但是外磁场在两根铁芯中的轴向分量是同向的。另一端缠绕的感应线圈是两铁芯公用的。在形状尺寸和电磁参数完全对称的条件下, 激磁磁场在公共感应线圈中建立的感应电势互相抵消, 从而仅起调制铁芯磁导率 μ 的作用; 外磁场在铁芯轴向的分量 H'_0 在感应线圈中产生的感应电势则互相叠加。

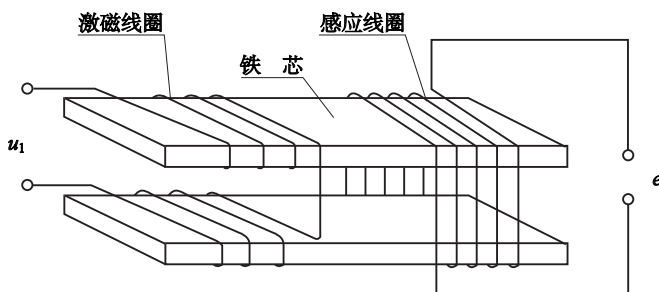


图 5-9 双铁芯磁通门探头

假设两铁芯及其线圈的形状尺寸和电磁参数完全对称, 且不考虑铁芯的退磁、聚磁、磁滞、涡流、漏磁和趋肤效应, 同时认为由恒流源激磁, 如图 5-10a 所示, 以三折线代表铁芯的磁化曲线, 讨论在理想条件下感应线圈的输出信号。

1. 外磁场在铁芯轴向的分量 $H'_0 = 0$

铁芯中由外磁场在铁芯轴向的分量 H'_0 引起的磁感应强度 $B'_0 = 0$, 而激磁线圈通电后, 其激磁磁场在铁芯中引起的磁感应强度 B_1 、 B_2 的相位差为 180° , 且大小相等, 在感应线圈中产生的交变磁场为 H_1 、 H_2 , 如图 5-10b 所示。其磁通量 Φ_1 、 Φ_2 相位相反、大小相等, 互相抵消, 如图 5-10c 所示。由此产生的感应电势 e_1 、 e_2 大小相等, 方向相反, 互相抵消, 如图 5-10d 所示。所以感应线圈两端的总电势为 0, 无输出, 如图 5-10e 所示。

2. 外磁场在铁芯轴向的分量 $H'_0 \neq 0$

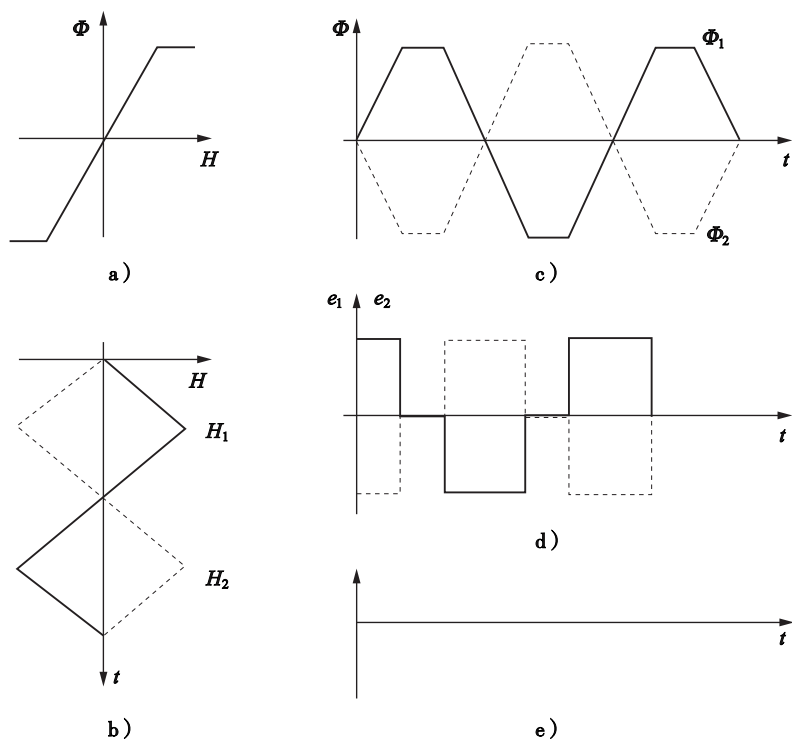
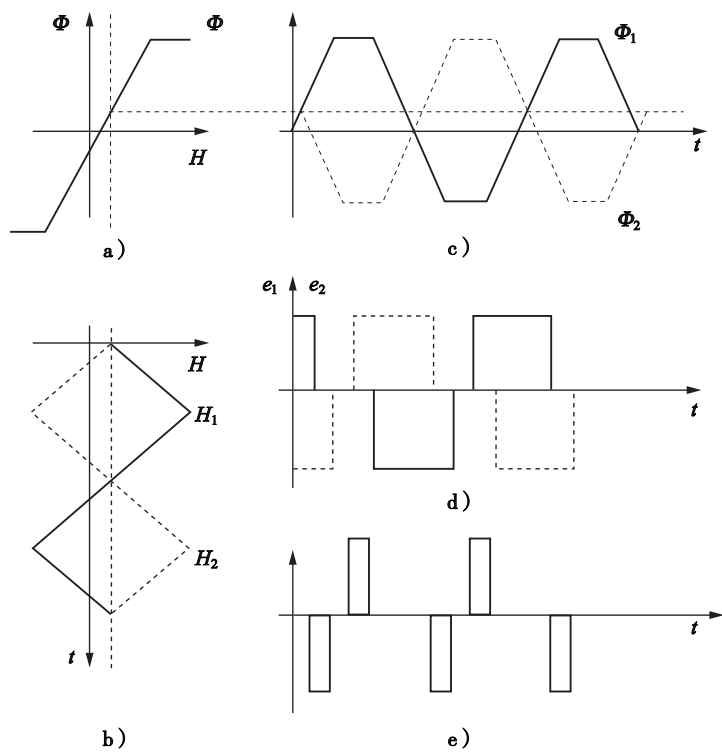
如图 5-11 所示, 由于外磁场在铁芯轴向的分量 H'_0 的存在, 其方向与激磁磁场 H_1 同向, 而与激磁磁场 H_2 反向, 其结果在两根铁芯中产生的交变磁通量 Φ_1 、 Φ_2 在正、负半周内饱和程度不一样, 由此产生不对称的梯形交变磁通量, 并有 180° 的相位差, 如图 5-11c 所示。

因此, 当外磁场在铁芯轴向的分量 $H'_0 \neq 0$ 时, 两根铁芯中的交变磁通量 Φ_1 、 Φ_2 在感应线圈中的方向相反, 但大小不等, 互相抵消不完, 而存在一个变量, 即

$$\Delta\Phi(t) = \mu_a(t)\Phi_0 \quad (5-33)$$

式中 μ_a ——铁芯的视在磁导率;

Φ_0 ——外磁场在铁芯轴向的分量 H'_0 对应的磁通量。

图 5-10 $H'_0 = 0$ 时输出 e 的波形图图 5-11 $H'_0 \neq 0$ 时输出 e 的波形图

由磁学原理可知, 视在磁导率 μ_a 随铁芯的磁化状态而变化。所以在两个铁芯中的交变磁通量 $\Phi_1(t)$ 、 $\Phi_2(t)$ 分别为:

$$\Phi_1(t) = \Phi_e(t) + \mu_a(t)\Phi_0 \quad (5-34)$$

$$\Phi_2(t) = -\Phi_e(t) + \mu_a(t)\Phi_0 \quad (5-35)$$

式中 $\Phi_e(t)$ ——激磁磁场强度在铁芯中产生的磁通量。

因此, 感应线圈两端总的感应电势为:

$$\begin{aligned} e &= -WS \left[\frac{d\Phi_1(t)}{dt} + \frac{d\Phi_2(t)}{dt} \right] \\ &= -WS \left\{ \frac{d[\Phi_e(t) + \mu_a(t)\Phi_0]}{dt} + \frac{d[-\Phi_e(t) + \mu_a(t)\Phi_0]}{dt} \right\} \\ &= -2WS\Phi_0 \frac{d\mu_a(t)}{dt} \end{aligned} \quad (5-36)$$

式(5-36)即为双铁芯磁通门探头的基本方程, 感应线圈输出信号电压的大小取决于外磁场在铁芯轴向的分量 H'_0 对应磁通量 Φ_0 和铁芯视在磁导率 μ_a 随时间 t 的变化量 $\Delta\mu_a(t)$ 。

另外, 视在磁导率 μ_a 的大小还与铁芯的材料、形状有关。视在磁导率 μ_a 与材料相对磁导率 μ_r 和铁芯退磁因子 D 的关系为:

$$\mu_a = \frac{\mu_r}{1 + D(\mu_r - 1)} \quad (5-37)$$

三、固态磁探测器件技术

(一) 霍尔器件

霍尔效应是磁电效应的一种, 是霍尔(A. H. Hall, 1855-1938年)于1879年在研究金属的导电机构时发现的, 但金属的霍尔效应十分微弱。到20世纪50年代末, 随着三、五价化合物半导体材料的开发, 出现了许多电子迁移率非常大的新材料, 如锑化铟(InSb)、砷化铟(InAs)、砷化镓(GaAs)等, 其霍尔效应比金属强得多, 使霍尔效应器件得到了广泛的应用。

霍尔器件为四端器件, 有两个电流控制端和两个输出端。如图5-12所示, 分别表示了N型和P型半导体材料。半导体沿Z方向加以磁场B, 沿X方向通以工作电流I, 则半导体材料中的载流子受到磁场洛伦兹力的作用而向垂直于电流和磁场的某一侧偏转, 随着载流子的积累, 则在Y方向上的材料两端产生出电动势 V_H , 这种现象称为霍尔效应。同时, 在两侧面间建立了一个电场, 称为霍尔电场 E_H , 其相应的电势能称为霍尔电动势 V_H 。

实验表明, 在磁场不太强时, 电位差 V_H 与电流强度I和磁感应强度B成正比, 与板的厚度d成反比, 即

$$V_H = R_H \frac{IB}{d} \quad (5-38)$$

或者

$$V_H = K_H IB \quad (5-39)$$

式中 R_H, K_H ——霍尔系数和霍尔元件的乘积灵敏度。

产生霍尔效应的原因是, 做定向运动的带电粒子, 即载流子(N型半导体中的载流子是

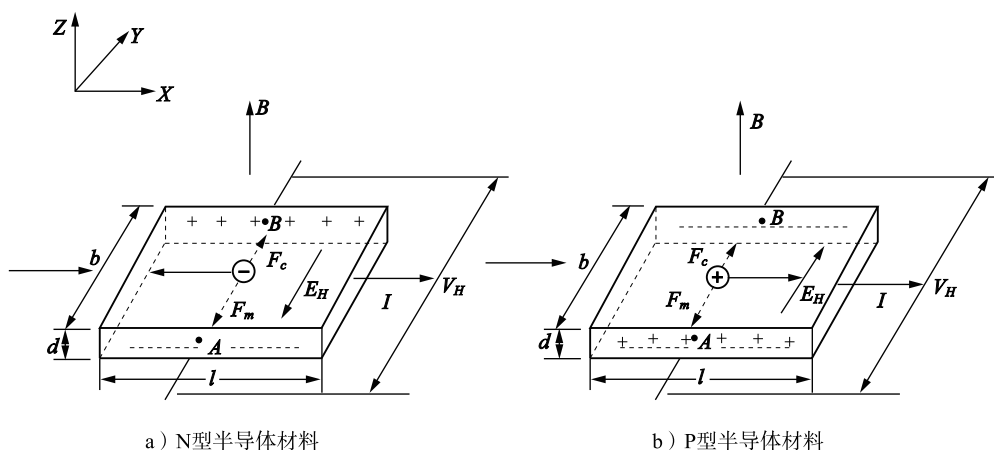


图 5-12 霍尔效应原理

带负电荷的电子, P 型半导体中的载流子是带正电荷的空穴) 在磁场中受到洛伦兹力的作用而产生的。

见图 5-12a, 一块长为 l 、宽为 b 、厚为 d 的 N 型单晶薄片, 置于沿 Z 轴方向的磁场 B 中, 在 X 轴方向通以电流 I , 则其中的载流子(电子)所受到的洛伦兹力为:

$$F_m = qV \times B = -eV \times B = -eVBj \quad (5-40)$$

式中 e ——电子的电荷量, $e = 1.602 \times 10^{-19} \text{C}$;

V ——电子的漂移运动速度, 其方向沿 X 轴的负方向;

F_m ——指向 Y 轴的负方向;

j ——电流密度。

自由电子受力偏转后, 向 A 侧面积聚, 同时在 B 侧面上出现同数量的正电荷, 由此在两侧面间形成沿 Y 轴负方向上的电场 E_H , 即霍尔电场。则运动电子受到沿 Y 轴正方向上的电场力 F_e , A 、 B 面之间的电位差为 V_H , 即霍尔电压, 则有

$$F_e = qE_H = -eE_H = -eE_H j = e \frac{V_H}{b} j \quad (5-41)$$

将阻碍电荷的积聚, 最后达到稳定状态时, 有

$$F_m + F_e = 0 \quad (5-42)$$

即有

$$eVB = e \frac{V_H}{b} \quad (5-43)$$

得

$$V_H = VBb \quad (5-44)$$

此时 B 端电位高于 A 端电位。

若 N 型单晶中的电子浓度为 n , 则流过样片横截面的电流为:

$$I = nebdV \quad (5-45)$$

得

$$V = \frac{I}{nebd} \quad (5-46)$$

将式(5-46)代入式(5-45), 有

$$V_H = \frac{1}{ned}IB = R_H \frac{IB}{d} = K_H IB \quad (5-47)$$

式中 $R_H = 1/ne$ ——霍尔系数, 表示材料产生霍尔效应的能力大小, 单位 m^3/C ;

$K_H = 1/ned$ ——霍尔元件的乘积灵敏度。

一般地说, K_H 越大越好, 以便获得较大的霍尔电压 V_H 。因 K_H 和载流子浓度 n 成反比, 而半导体的载流子浓度远比金属的载流子浓度小, 所以采用半导体材料作为霍尔元件灵敏度较高。又因 K_H 和样品厚度 d 成反比, 故霍尔芯片都切得很薄, 通常约为 0.2mm 。

如上所述, N 型半导体样品产生的霍尔效应, B 侧面电位比 A 侧面高。对于 P 型半导体, 由于形成电流的载流子是带正电荷的空穴, 与 N 型半导体的情况相反, A 侧面积累正电荷, B 侧面积累负电荷, 如图 5-12b 所示, 此时, A 侧面电位比 B 侧面高。由此可知, 根据 A、B 两端电位的高低, 就可以判断半导体材料的导电类型是 P 型还是 N 型。

由式(5-47)可知, 如果霍尔元件的灵敏度 R_H 已知, 测得了控制电流 I 和产生的霍尔电压 V_H , 则可测定霍尔元件所在处的磁感应强度为 $B = V_H/(IK_H)$ 。

严格地说, 在半导体中载流子的漂移运动速度并不完全相同, 考虑到载流子速度的统计分布, 并认为多数载流子的浓度与迁移率之积远大于少数载流子的浓度与迁移率之积, 因此半导体霍尔系数的公式中还应引入一个霍尔因子 r_H , 即

$$R_H = \frac{r_H}{ne} \quad (5-48)$$

如果磁感应强度 B 的方向与霍尔器件的法平面交角为 θ , 则作用在霍尔器件上的有效磁场为磁场在器件法线方向的分量 $\cos\theta$, 此时霍尔电压为:

$$V_H = K_H IB \cos\theta \quad (5-49)$$

上述给出的推导为理想情形, 而实际的情况要复杂得多, 在产生霍尔电压 V_H 的同时, 还往往伴生有四种副效应, 副效应产生的电压叠加在霍尔电压上, 会造成系统误差, 如图 5-13 所示。

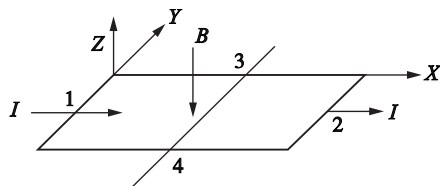


图 5-13 在磁场中的霍尔器件

1. 厄廷豪森(Eting Hausen)效应

厄廷豪森效应引起电势差 V_E 。由于电子实际上并非以同一速度 V 沿 X 轴负向运动, 速度大的电子回转半径大, 能较快地到达点 3 侧面, 从而导致点 3 侧面较点 4 侧面集中较多能量高的电子, 结果点 3 侧面与点 4 侧面间出现温差, 产生温差电动势 V_E , $V_E \propto IB$ 。

2. 能斯特(Nernst)效应

能斯特效应引起电势差 V_N , 点 1、2 间接触电阻可能不同, 通电发热程度不同, 故点 1、2 两端间温度可能不同, 于是引起热扩散电流。与霍尔效应类似, 该热流也会在点 3、4 间形成电势差 V_N 。若只考虑接触电阻的差异, 则 V_N 的方向仅与 B 的方向有关。

3. 里纪-勒杜克(Righi-Leduc)效应

里纪-勒杜克效应产生电势差 V_R 。在能斯特效应的热扩散电流的载流子由于速度不

同,一样具有厄廷豪森效应,又会在点3、4间形成温差电动势 V_R 。 V_R 的正负仅与 B 的方向有关,而与 I 的方向无关。

4. 不等位电势效应

不等位电势效应引起电势差 V_0 。由于制造上困难及材料的不均匀性,点3、4两端实际上不可能在同一条等势线上。因此,即使未加磁场,当 I 流过时,点3、4两端也会出现电势差 V_0 。 V_0 的正负只与电流方向 I 有关,而与 B 的方向无关。

(二) 磁阻器件

磁阻效应是指某些金属或半导体的电阻值随外加磁场变化而变化的现象。

磁阻效应是1857年由英国物理学家威廉·汤姆森发现的,它在金属里可以忽略,在半导体中则可能由小到中等。磁阻器件由于灵敏度高、抗干扰能力强等优点在工业、交通、仪器仪表、医疗器械、探矿等领域得到广泛应用。

通常以电阻率的相对改变量来表示磁阻,即

$$MR = \frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{\rho_B - \rho_0}{\rho_0} = 0.27\mu^2 B^2 \quad (5-50)$$

式中 ρ_B, ρ_0 ——有磁场和无磁场时的电阻率;

μ ——载流子迁移率;

B ——磁感应强度。

同霍尔效应一样,磁阻效应也是由于载流子在磁场中受到洛伦兹力而产生的。在达到稳态时,某一速度的载流子所受到的电场力与洛伦兹力相等,载流子在两端聚集产生霍尔电场,比该速度慢的载流子将向电场力方向偏转,比该速度快的载流子则向洛伦兹力方向偏转。这种偏转导致载流子的漂移路径增加。或者说,沿外加电场方向运动的载流子数减少,从而使电阻增加,由此产生磁阻效应。若外加磁场与外加电场垂直,称为横向磁阻效应;若外加磁场与外加电场平行,称为纵向磁阻效应。一般情况下,载流子的有效质量的持续时间与方向无关,则纵向磁感强度不引起载流子偏移,因而无纵向磁阻效应。

当材料中仅存在一种载流子时,磁阻效应几乎可以忽略,此时霍尔效应表现得更为强烈。若在材料中均存在电子、空穴时,如锑化铟(InSb)材料,则磁阻效应表现很强烈。

磁阻材料电阻的变化,既可能由材料电学性质的改变引起,也可能由材料几何尺寸的变化引起。

1. 物理磁阻效应

如图5-14所示,长方形N型半导体薄片,施加直流恒定电流,当放置于图示方向的磁场 B 中

时,半导体内的载流子将受到洛伦兹力的作用而发生偏转。在 a 、 b 端产生电荷积聚,产生霍尔电场。如果霍尔电场作用和某一速度的载流子的洛伦兹力作用刚好抵消,那么小于或等于该速度的载流子将发生偏转,则沿外加电场方向运动的载流子数目将减少,使该方向的电阻增大,表现为横向磁阻效应。如果将 a 、 b 端短接,霍尔电场将不存在,所有电子将偏转向 b 端,则电阻变得更大,磁阻效应加强。因此,霍尔效应比较明显的器件,磁阻效应就

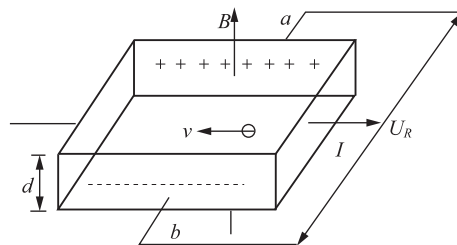


图5-14 磁阻效应原理图

小；霍尔效应比较小的器件，则磁阻效应就大。

2. 几何磁阻效应

磁阻效应也与样品的形状有关，不同几何形状的样品，在同样大小的磁场作用下，其电阻变化不同，称为几何磁阻效应。

在实际测量中，常用磁阻器件的磁电阻相对改变量 $\Delta R/R$ 来研究磁阻效应，由于

$$\Delta R/R \propto \Delta \rho/\rho \quad (5-51)$$

$$\Delta R = R(B) - R(0) \quad (5-52)$$

则

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{R(B) - R(0)}{R(0)} \quad (5-53)$$

式中 $R(B)$ ——磁场强度为 B 时的磁电阻；

$R(0)$ ——零磁场时的磁电阻。

理论和实验都证明，在弱磁场中时 $\Delta R/R$ 正比于磁感应强度 B 的平方，而在强磁场中时与 B 呈线性关系。

若半导体磁阻传感器处于角频率为 ω 的弱正弦波交流磁场中，由于磁阻相对变化量 $\Delta R/R(0)$ 正比于 B^2 ，则磁阻传感器的电阻值将随角频率 2ω 作周期性变化，即在弱正弦波交流磁场中，磁阻传感器具有交流电倍频性能，成为磁阻的倍频特性。若外界交流磁场的磁感应强度为：

$$B = B_0 \cos \omega t \quad (5-54)$$

式中 B_0 ——磁感应强度的振幅；

ω ——角频率；

t ——时间。

设在弱磁场中，有：

$$\Delta R/R(0) = KB^2 \quad (5-55)$$

式中 K ——常量。

由式(5-54)和式(5-55)，可得

$$\begin{aligned} R(B) &= R(0) + \Delta R = R(0) + R(0)KB^2 = R(0) + R(0)KB_0^2 \cos^2 \omega t \\ &= [R(0) + R(0)KB_0^2]/2 + [R(0)KB_0^2 \cos 2\omega t]/2 \end{aligned} \quad (5-56)$$

式中 $R(0) + [R(0)KB_0^2]/2$ ——电阻值常量；

$[R(0)KB_0^2 \cos 2\omega t]/2$ ——以角频率 2ω 作余弦变化的电阻值。

磁阻传感器的电阻值在弱正弦波交流磁场中，将产生倍频交流电阻阻值变化。

第三节 地磁探测技术应用

地磁场是地球的基本物理场，由变化规律不同的磁场成分叠加而成。如前所述，地球上每点的磁场矢量与其所处的经纬度和离地心的高度是一一对应的，而且 100km 高度以内的地磁场受外层空间的影响几乎可以忽略不计。因此，理论上，只要能够测定载体所在位置的地磁场特征信息，就可确定其位置。

在中国古代，人们就知道利用地磁场指北的特性来辨别方向和指引道路，这是地磁导航

最原始的应用。地磁导航现已成功应用于近地卫星姿态控制、飞机航向姿态控制、卫星自主定轨、舰船自主导航等领域。与其他辅助导航系统相比，地磁导航具有如下特点：

- (1) 对外无能量辐射，隐蔽性好；
- (2) 误差不随时间积累；
- (3) 全天候，中高精度，低成本；
- (4) 可连续导航，环境适应性好，载体在陆上、水面、水下都可以获得地磁修正信息；
- (5) 实用范围广，除地磁极点外的任何地点均可使用；
- (6) 容易受外界干扰磁场的影响。

这里，主要介绍直感式地磁导航系统的结构与原理。

一、基本结构

利用磁场传感器直接敏感地磁场，将磁感应强度等物理量转换成电信号，并经过信号处理、采集和计算后，获得平台航向和姿态等导航信息的系统，称为直感式地磁导航系统。可直接用于探测地磁信号的磁传感器主要有磁通门传感器、磁阻传感器、霍尔器件及其他磁感应传感器等。

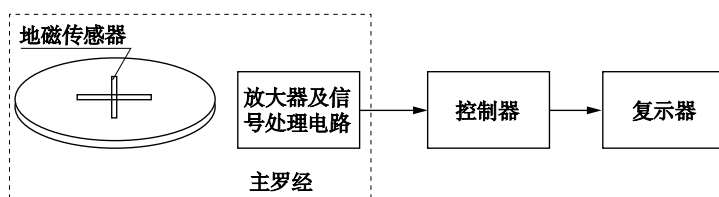
直感式地磁导航系统主要由主罗经、控制器、复示器和电源构成。主罗经用来敏感地磁、输出与地磁场相应的电信号；控制器用来对主罗经输出的电信号进行采集、计算导航信号和自差校正；复示器用来复示导航信息。通常情况下，依据主罗经中敏感地磁场的方法不同，可将直感式地磁导航系统简单地分为平台式地磁导航系统和捷联式地磁导航系统。

平台式地磁导航系统，其磁场传感器安放于能够两轴自由活动的平台上，平台的平面始终与当地水平面平行，并在平台上以地磁传感器为中心构成坐标系。由于平台平面始终与当地水平面平行，在主罗经中只需要两个能够敏感地磁水平分量的磁场传感器即可。捷联式地磁导航系统，其三维磁场传感器直接与船舶相固连，在主罗经中没有活动部件。为了能够建立导航坐标系和计算出导航信息，必须加装两维或三维加速度计。如图 5-15 所示，分别表示平台式和捷联式地磁导航系统。

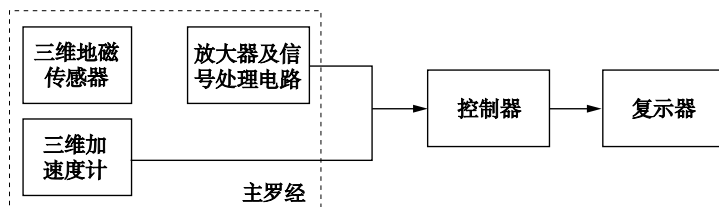
地磁传感器和加速度计是捷联式地磁导航系统的关键部件。用于直感地磁的三维器件选用磁阻传感器，它的特点是体积小、灵敏度高、抗电磁噪声、干扰的能力强、可靠性高、成本低等特点。一般情况下，磁阻传感器的输出信号要用仪表放大器进行放大，同时还要用微处理器对传感器进行控制，并对传感器进行一系列操作，如置位、复位等。微处理器还对磁场信号进行数字低通滤波，减少干扰产生的噪声。

在实际应用中，除了高频的电磁信号的干扰之外，磁阻传感器还受温度和自身器件误差等因素的影响，这些因素都会导致传感器产生输出误差，可通过杀掉信号处理进行消除。

磁阻传感器受温度影响大，其温度敏感系数影响传感器的准确性，要考虑补偿温度影响。补偿温度影响要考虑温度漂移和温度敏感系数。温度敏感系数表现为传感器输出增益随温度的变化。磁阻传感器通常有相关的温度敏感系数，特别是多轴传感器封装在一起时。这种相关性意味着多轴输出随温度的变化是相对应的，如当一轴读数因温度改变 10% 时，另一轴也会相应改变 10%。磁传感器的温度漂移不是相关的，并且经常向相反的方向漂移。用数字或者模拟电路技术都可以补偿温度漂移的影响。



a) 平台式地磁导航系统



b) 捷联式地磁导航系统

图 5-15 平台式和捷联式地磁导航系统构成示意图

二、磁航向测量原理

如图 5-16 所示,在弹体上建立以传感器为中心的直角坐标系,称之为传感器坐标系, x 轴与弹体纵轴方向一致, y 轴和 z 轴在弹体垂直于弹体纵轴的截面内,构成右手坐标系,其中, z 轴在与纵轴垂直的铅直平面内,垂直向下为 z 轴正向。

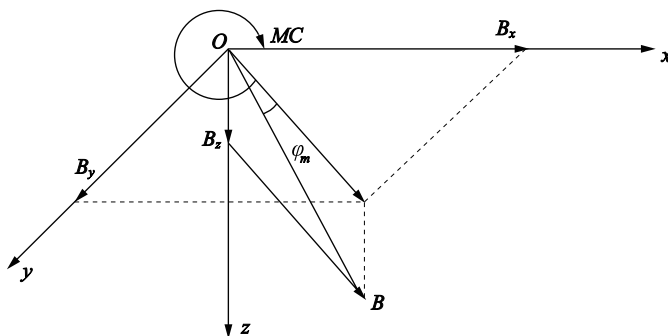


图 5-16 地磁在传感器坐标系中的分解

将地磁场 B 沿 x , y , z 三个方向进行分解,得到:

$$\begin{cases} B_x = B \cos \varphi_m \cos(2\pi - MC) \\ B_y = B \cos \varphi_m \sin(2\pi - MC) \\ B_z = B \sin \varphi_m \end{cases} \quad (5-57)$$

式中 φ_m ——磁倾角;

MC ——船舶的磁航向, 且有 $MC = -\tan \frac{B_y}{B_x}$ 。

使用高灵敏度磁传感器敏感地磁场, 传感器的输出电压信号与所感应的磁感应强度呈线性关系, 即:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x I_x & & \\ & K_y I_y & \\ & & K_z I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (5-58)$$

或写成:

$$V = K_H B \quad (5-59)$$

式中 x, y, z ——分别代表三个坐标轴方向;

$K_i (i = x, y, z)$ ——传感器的灵敏度系数;

$I_i (i = x, y, z)$ ——传感器的工作电流。

假设三个坐标轴上的传感器的灵敏度系数和工作电流均不相同, 那么在纯地磁场的条件下, 由磁传感器的输出电压值所能计算得出的航向 CC 为:

$$CC = -\arctan \frac{V_y}{V_x} \quad (5-60)$$

当三个磁传感器的灵敏度系数和工作电流均相同时, 由磁传感器的输出电压值所能计算得出的航向值即为弹体磁航向, 即:

$$MC = CC \quad (5-61)$$

三、姿态测量原理

目前, 最常用的利用地磁进行导航和姿态测量的方法原理主要有以下两种:

(1) 地磁匹配。就是把预先规划好的航迹某些点的地磁场特征量绘制成参考图(或称基准图), 存储在载体计算机中, 当载体飞越这些地区时, 由地磁匹配测量仪器实时测量出飞越这些点的地磁场特征量, 以构成实时图。在载体上的计算机中, 对实时图与参考图进行相关匹配, 计算出载体的实时坐标位置, 供计算机解算导航和姿态信息。

(2) 利用地磁场在载体坐标系内的三分量测量值和由其他导航方法得到的任意一个姿态角来求取其他信息。这类型的地磁测量根据组合导航方法的不同, 可分为惯性器件/磁阻传感器组合、GPS/磁传感器组合、地磁/太阳方位角测试法等。

地磁匹配算法需要高精度的地磁图作为标准匹配参考量, 同时要求完善的前期测量数据和复杂的滤波匹配算法, 适合于地理跨度大、时间长的飞行载体导航位置的计算。对于制导弹药的姿态测量, 其地域跨度相对较小, 横滚姿态变化频繁, 不适于用地磁匹配的算法, 而主要采取第二种方法原理。

下面主要介绍基于载体三轴地磁分量测量的姿态算法原理。

将三轴磁传感器安装在弹丸载体内, 其安装点处于弹体质心, 即图 5-17 所示的载体坐标系的原点, 三个敏感轴分别沿载体坐标系三坐标轴 x_b 、 y_b 、 z_b 。磁传感器三轴上的测量值是地磁场在载体坐标系三轴上的分量, 用 B_x^b 、 B_y^b 、 B_z^b 来表示。本文所选取的导航坐标系为

NED 地理坐标系, 其传感器安装在弹体姿态示意图如图 5-17 所示。

根据坐标系旋转原理和式(5-57), 地磁场在弹体坐标系三轴上的分量可表示为:

$$\begin{bmatrix} B_x^b \\ B_y^b \\ B_z^b \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} B_N \\ B_E \\ B_D \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} \cos D & -\sin D & 0 \\ \sin D & \cos D & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_H \\ 0 \\ B_Z \end{bmatrix} \quad (5-62)$$

B_H 、 B_Z 分别为弹体所在空间地磁场强度的水平分量和垂直分量, 可由地磁模型 $IGRF$ 得到。

当偏航角 ψ 已知时, 有

$$\begin{cases} \theta = \arcsin\left(\frac{-B_x^b}{\sqrt{B_H^2 \cos^2 \psi + B_Z^2}}\right) - \arctan\left(\frac{-B_H \cos \psi}{B_Z}\right) \\ \gamma = \arcsin[(A \cdot B_y^b + B \cdot B_z^b)/(A^2 + B^2)] \end{cases} \quad (5-63)$$

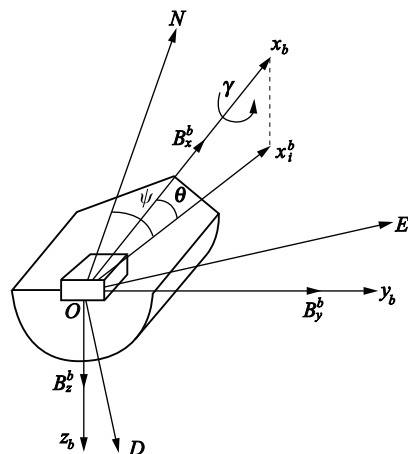


图 5-17 传感器安装及弹体姿态示意图

第六章 激光探测原理

第一节 概 述

一、激光及其特点

激光是 20 世纪最重要的发明之一。1960 年,美国休斯敦实验室的物理学家梅曼研制出了世界上第一台激光器。短短 50 多年,激光及其应用技术得到突飞猛进的发展。值得自豪的是,1961 年,中国科学院长春精密光学机械研究所就研制出了我国第一台激光器,只比美国晚 1 年。激光的英文名词叫“LASER”,是英语短语“Light Amplification by the Stimulated Emission of Radiation”的缩写,意思是“受激辐射的光放大”。国内曾有些人直译为“来塞”或“雷射”,后来为了规范用语,按照钱学森的意译方法,叫作“激光”。

激光也是光,与普通光没有本质上的区别,但是激光又是一种特殊的光,具有许多独特而优异的性能。普通光(太阳光或灯光等)是物质随机发出的光,通常包含多种波长,向四面八方辐射,从光源发出的不同波列之间不具有相干性。而激光是可控制的电磁波,具有普通光源望尘莫及的显著特性,可概括为:高亮度、高方向性、高单色性。

亮度是指单位面积光源在单位立体角内的发射功率,普通光源里亮度最大的是太阳和脉冲氙灯,但是一台红宝石脉冲激光器的亮度几乎是脉冲氙灯的 37 亿倍。一个大功率调 Q 激光器的发光亮度可以比太阳光亮度高几千亿倍。

方向性是光束的束散角,普通光源的光是向 4π 空间发射的,而从激光器发出的激光光束的发散角却很小,除半导体激光器的发散角较大($10^\circ \sim 20^\circ$)以外,一般的激光器发出的激光光束发散角为毫弧度量级。所以激光束的发射能量在空间方向上是高度集中的。例如用 0.1mrad 发散角的激光束,能分辨 10km 以外相距 1m 的两个目标。

单色性就是指光的光谱线宽窄程度。光的波长范围越窄,光的单色性就越好。国际上统一规定,波长范围小于 1\AA ($0.0001\mu\text{m}$) 的光为单色光。激光出现之前,单色性最好的是惰性气体氦灯光,其波长宽度为千分之五埃。激光的波长宽度为千万分之一埃,是氦灯光波长宽度的五万分之一。利用激光的高单色性,不但可极大地提高各种相干测量精度,而且用激光作载波可传递大量的信息。

二、激光器的基本原理

从紫外至远红外的整个光谱内,都会有激光发射现象。如作为气体激光器的氖和氦氖激光器,分别工作在紫外和红光波段;作为固体激光器的红宝石激光器(世界上第一台激光器就是红宝石激光器)工作在可见光谱区;半导体激光器通常工作在近红外波段;另一种气体激光器——二氧化碳激光器则工作在远红外波段。

目前弹药制导系统中的激光跟踪器多采用固体激光器,近炸引信中的激光跟踪器多采用半导体激光器。下面以固体激光器为例说明激光器的工作原理。

固体激光器主要由全反射镜、调 Q 元件、激活物质、光泵、聚光器和部分反射镜等部件组成,如图 6-1 所示。其中全反射镜和部分反射镜构成了谐振腔。

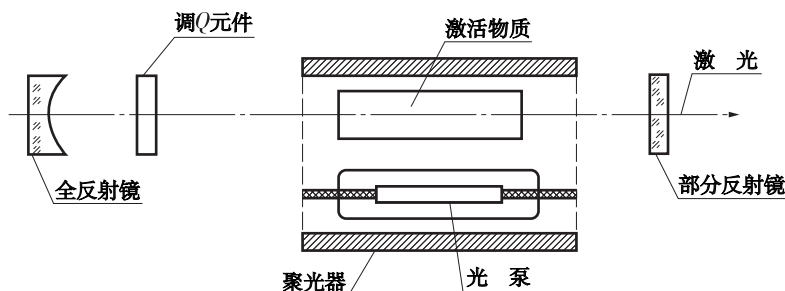


图 6-1 固体激光器的结构原理图

由量子理论可知,构成激活物质的原子只能取得某些特定的能级。当粒子吸收一定的能量后,便从基态跃迁至高能级。而粒子再回到基态,又把多余的能量以光的形式辐射出去,这就是所谓的自发辐射。

粒子吸收或放出一定的能量,由一个能级 E_1 跃迁到另一个能级 E_2 ($E_2 > E_1$),严格遵守如下规律:

$$E_2 - E_1 = h\nu \quad (6-1)$$

式中 ν ——频率;

h ——普朗克常数。

要获得激光,必须在式(6-1)所示频率光的诱导下,产生粒子能量跃迁。粒子跃迁到高能级吸收的能量,由光泵(灯光、日光、激光等)提供,这些光的波长满足上式。当 E_2 能级的粒子受一束 ν 频率的光经激励物质而受激回到 E_1 能级时,其能量将以相同的频率、相位、偏振光的形式辐射出去,再经由全反射镜和部分反射镜组成的谐振腔进行反复放大,当其总增益大于谐振腔内的损耗时,便产生激光振荡。

调 Q 元件相当于谐振腔内的光路开关。调 Q 元件的作用是:在激励初期,使谐振腔处于低 Q 状态,在强激励时也不产生激光振荡。到适当的时刻,快速提高 Q 值,使积聚在高能级的激发态粒子,“同时”回到终态能级,其多余的能量则以高峰值、窄宽度的单一激光脉冲发出。

固体激光器的转换效率很低,输入功率中一小部分能量转换为激光输出,绝大部分变成了热能。因此,大部分激光器都要进行冷却。

激光器输出的激光光束发散角一般为 $4 \sim 5\text{mrad}$ 。为了进一步压缩激光光束发散角,常在激光输出端加装光学望远系统。

第二节 激光测距原理

典型的激光测距方法是脉冲测距法。

脉冲激光测距利用激光测距机发射一个光脉冲射向目标,经目标反射,再由激光测距机

接收反射脉冲, 用电子系统测得这两个脉冲先后的时间差 t , 就可求出目标到激光测距机的距离 L , 其方程为:

$$L = \frac{ct}{2} \quad (6-2)$$

式中 c ——激光在大气中的传播速度。

脉冲激光测距的原理如图 6-2 所示, 其中只给出信号传递程序, 电信号以实线表示, 光信号以虚线表示。工作过程如下:

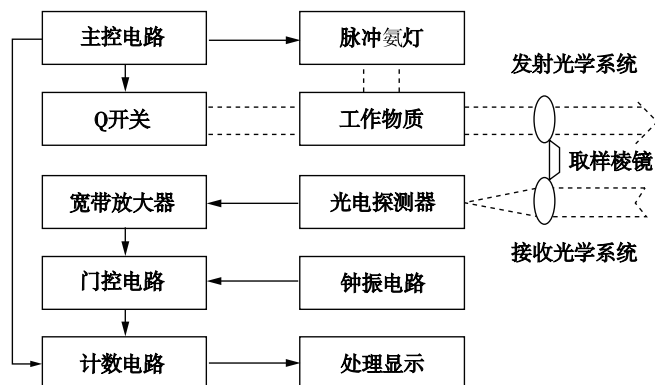


图 6-2 脉冲激光测距原理图

脉冲氦灯、激光工作物质和 Q 开关的作用在于产生一个宽度很窄的激光脉冲, 峰值功率很高, 经发射光学系统发射出去, 射向目标。在激光脉冲发射的同时, 取样棱镜将一小部分激光发射到接收光学系统, 经光电探测器变换为电信号, 再放大整形为窄脉冲送入门控电路作为开门信号。在激光测距机启动时, 钟振电路即按晶体频率振荡, 产生标准时间脉冲输入门控电路。当开门信号将门控电路打开时, 时间脉冲即通过门控电路输入计数电路。计数电路开始对时间脉冲计数。当接收光学系统收到激光脉冲在目标上反射的回波时, 经光电变换放大整形后又输入到门控电路作为关门信号, 使门控电路关闭, 时间脉冲不再通过, 计数电路停止计数。计数电路计取的通过门电路的时间脉冲个数乘以每个脉冲的周期便是光脉冲在待测距离上的往返时间 t 。经过简单的程序处理就得到距离 L , 由显示系统给出 L 的数值。计数计时脉冲波形及逻辑关系如图 6-3 所示。

与此同时, 为了使计数器在计时过程中得到的脉冲计数和距离 L 值相对应, 还应选择适当的时钟振荡频率, 例如当待测距离 $L = 1.5 \times 10^3 \text{ m}$ 时, 光脉冲在距离 L 上的往返时间 t 为 $10 \mu\text{s}$ 。为了在 $10 \mu\text{s}$ 的时间间隔内填充的时钟脉冲数与距离数字相对应, 可以选择时钟振荡频率 $f_c = 150 \text{ MHz}$, 这样在 $10 \mu\text{s}$ 时间间隔内, 计数器可以计入 $f_c t = 150 \text{ MHz} \times 10 \mu\text{s} = 1.5 \times 10^3$ 个脉冲, 这和 $L = 1.5 \times 10^3 \text{ m}$ 相对应, 这样每个脉冲代表 1 m 。

由上述过程可见, 采用晶体振荡器, 时间脉冲周期 τ 是准确的, 时间 t 的误差主要来自门控电路开关过程中多通过和少通过一个时间脉冲。光速 c 是不变的, 所以测距误差取决于时间脉冲周期 τ 。现在的石英振荡器大多选择 15 MHz 、 30 MHz 、 60 MHz 和 150 MHz , 测距误差分别为 $\pm 10 \text{ m}$ 、 $\pm 5 \text{ m}$ 、 $\pm 2.5 \text{ m}$ 和 $\pm 1 \text{ m}$ 。

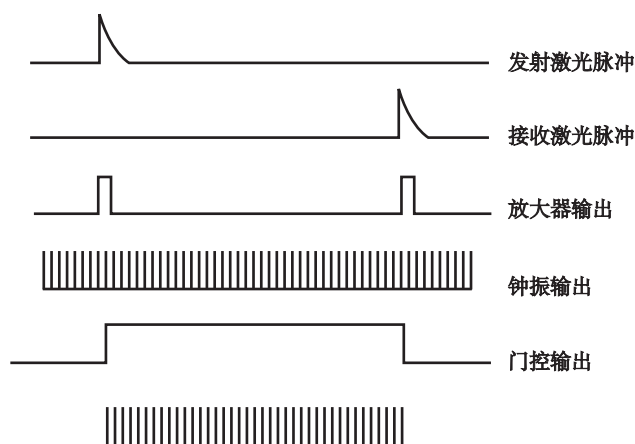


图 6-3 计数计时脉冲波形及逻辑关系

主控电路的作用是触发氦灯点燃、导通 Q 开关的电压脉冲电路和使计数电路复零。

第三节 激光导引头原理

激光自寻的制导是 20 世纪 60 年代初发展起来的一门新的制导技术。它是由弹外或弹上的激光束照射到目标上，利用目标漫反射的激光，弹上自导引设备按一定的引导方法将弹体引向目标。

按照激光照射源(激光指示器)位置的不同，激光自寻的分为主动和半主动两种。半主动式激光自寻的系统的激光指示器放在控制站上；主动式激光自寻的系统的激光指示器装在弹上。

无论何种类型的激光自寻的系统，弹上的制导设备均包含激光导引头和控制系统(自动驾驶仪)两大部分。

激光自寻的优点有：制导精度高、抗干扰能力强、可与其他自寻的系统兼容、可实现“发射后不用管”、结构简单、成本低。由于激光自寻的的上述优点，因此从 1960 年代出现激光自寻的后，其发展很快，目前已有几十种激光自寻的的导弹、火箭、炮弹等。

一、导引头基本知识

导引头是一种安装在制导弹药上的目标跟踪装置，它的作用是测量弹体偏离理想运动轨道的失调参数，利用失调参数形成控制指令，送给弹上控制系统，去操纵弹体飞行。

采用不同的引导方法所要求测量的失调参数的类型不同。采用追踪法时，失调参数是制导弹药的速度矢量方向与目标视线之间的夹角；如果制导弹药采用平行接近法或比例导引法导引时，失调参数则是目标视线转动的角速度。

(一) 导引头分类

按导引头所接收能量的能源位置不同，导引头可分为：

主动式导引头：接受目标反射的能量，照射能源在导引头内；

半主动式导引头：接收目标反射的能量，照射能源不在导引头内；

被动式导引头：接收目标辐射的能量。

按导引头接收能量的物理性质不同可分为雷达导引头、光电导引头和声学导引头。光电导引头又分为电视导引头、红外导引头和激光导引头。

按导引头测量坐标系相对于弹体坐标系是静止还是运动的关系，可分为固定式导引头和活动式导引头。活动式导引头又分为活动非跟踪式导引头和活动跟踪式导引头。

下面介绍固定式和活动式导引头的工作原理及特征。

1. 固定式导引头

导引头的测量坐标系 $Ox_c y_c z_c$ 和弹体坐标系 $Ox_1 y_1 z_1$ 重合时，称为固定式导引头。这种导引头不跟踪目标的位移，只测量目标视线与弹体纵轴间的角偏差 φ_1 的大小，如图 6-4 所示。

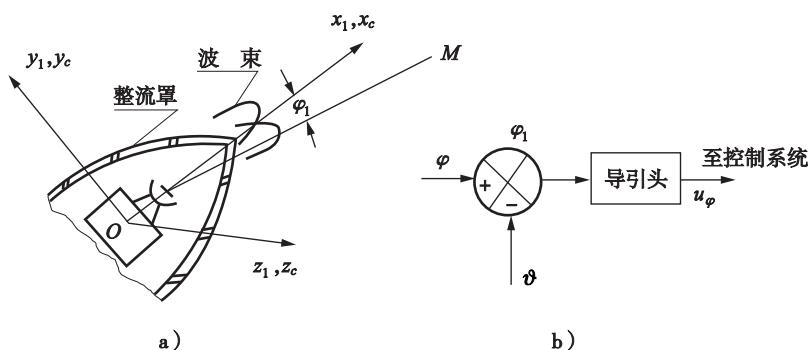


图 6-4 固定式导引头示意图

a) 固定式导引头；b) 简化方框图

当测得 φ_1 值后，导引头形成相应的信号电压 $u_\varphi = k_\varphi \varphi_1$ ，并根据 u_φ 产生 Oy 、 Oz 方向的引导指令

$$u_y = k_y \varphi_y \quad (6-3)$$

$$u_z = k_z \varphi_z \quad (6-4)$$

式中 k_y, k_z ——传递系数。

由于引导指令通过控制系统操纵弹体飞行，使目标位于弹体纵轴方向，它能实现近似的追踪法引导(认为弹体纵轴方向是弹速方向)。

为了较精确地实现追踪法引导，常在装有固定导引头的弹上增添测速装置，如测量风标器或动力风标器等，如图 6-5 所示。

由于弹体的速度比干扰风速大得多，因此风标器的指向可认为是弹体速度的方向，它和弹体纵轴间的夹角就是弹体的攻角 α ，经角度传感器输出电压为：

$$u_\alpha = k_\alpha \alpha \quad (6-5)$$

式中 k_α ——传感器的传递系数。

导引头的输出电压为：

$$u_\varphi = k_\varphi \varphi_1 \quad (6-6)$$

控制系统输入的电压为：

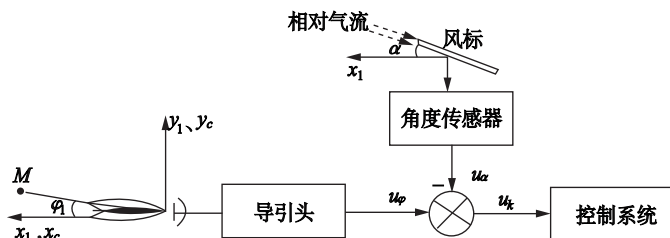


图 6-5 装风标的固定式导引头

$$u_k = u_\varphi - u_\alpha = k(\varphi_1 - \alpha) \quad (6-7)$$

式中 $k = k_\varphi = k_\alpha$ 。

u_k 通过控制系统变换，操纵弹体舵面偏转，使 $\varphi_1 = \alpha$ ，则弹体速度方向便与目标视线重合，这样就实现了追踪法引导。

2. 活动式导引头

导引头坐标轴位置相对于弹体坐标轴位置能够变化的导引头，称为活动式导引头。一般分为活动式非跟踪导引头和活动式跟踪导引头两种。

(1) 活动式非跟踪导引头虽能改变导引头坐标轴与弹体坐标轴的相对位置，但这种改变只在发射弹体前发生，它使导引头坐标轴 Ox_c 瞄准目标，然后固定该坐标系轴相对弹体速度矢量的位置，且在弹体飞行中保持不变。它可用于追踪法和平行接近法引导的制导系统。

(2) 活动式跟踪导引头能够使导引头坐标轴 Ox_c 连续跟踪目标视线。它可用于平行接近法和比例接近法引导的制导系统。下面以跟踪天线安装在陀螺稳定平台上的导引头为例，说明活动式跟踪导引头的工作原理。

跟踪天线安装在陀螺稳定平台上的导引头的工作原理如图 6-6 所示。天线与稳定平台固定，稳定平台做相应的转动，以实现天线对准目标方向。当天线中心线偏离目标视线时，接收机输出误差信号，该信号大小与偏差角 φ_1 大小成正比，极性由偏差方向决定。误差信号经放大后驱动力矩马达，使陀螺平台转动，直至误差信号为 0。因此，导引头跟踪系统保证天线跟踪目标。

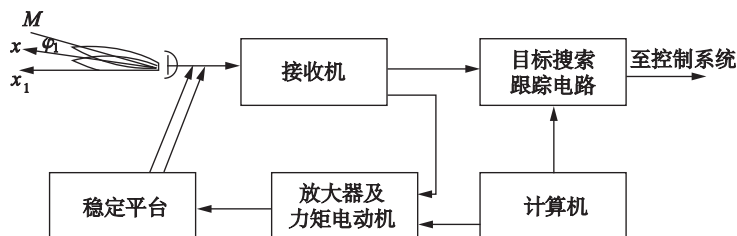


图 6-6 带稳定平台的导引头简化框图

导引头利用陀螺稳定平台和陀螺执行机构来测量天线的转动角速度，由于天线始终跟踪目标，因而天线的转动角速度就是目标视线转动的角速度 $\dot{\varphi}$ ，它可用于平行接近法和比例接近法引导时形成引导指令。

假定采用比例接近法引导时，应满足：

$$\dot{\theta} = K\dot{\varphi} \quad (6-8)$$

式中 $\dot{\theta}$ ——弹体速度矢量转动角速度；

$\dot{\varphi}$ ——目标视线转动角速度；

K ——引导系数。

活动式跟踪导引头的输出信号与目标视线角速度成比例，即

$$u_{\dot{\varphi}} = K_{\dot{\varphi}}\dot{\varphi} \quad (6-9)$$

式中 $K_{\dot{\varphi}}$ ——比例系数。

而 $\dot{\theta} = a_n/V_d$ ，法向加速度 a_n 可用线加速度计测得，弹体的速度 V_d 已知，这样线加速度计的输出可得到与弹体速度矢量角速度成比例的信号 $u_{\dot{\theta}}$ 。这样误差信号可由

$$\Delta\dot{\theta} = K\dot{\varphi} - \dot{\theta} \quad (6-10)$$

得到，即

$$u_{\Delta\dot{\theta}} = \frac{K}{K_{\dot{\varphi}}}u_{\dot{\varphi}} - u_{\dot{\theta}} \quad (6-11)$$

由误差信号 $u_{\Delta\dot{\theta}}$ 可得到引导指令。

(二) 对导引头的基本要求

导引头是自寻的制导系统的关键设备，为了实现对目标的观测和高精度的跟踪，以得到必需的制导精度，导引头必须满足以下要求。

1. 发现和跟踪目标的距离

发现和跟踪目标的距离，由制导弹药的最大射程来决定(这里指的是全程制导弹药，对于末制导弹药，导引头跟踪距离与末制导段距离有关，而不取决于最大射程)，它满足

$$r_0 \geq \sqrt{(d_{\max} + V_m t_0)^2 + H_m^2} \quad (6-12)$$

式中 r_0 ——发现和跟踪目标的距离；

d_{\max} ——制导弹药最大的射程；

V_m ——目标速度；

H_m ——目标的飞行高度；

t_0 ——制导弹药从发射到预定相遇点时的时间。

2. 视场角 Ω

导引头的视场角 Ω 是一个立体角，在这个范围内观测目标。在光学导引头中，视场角 Ω 的大小由导引头光学系统的参数来决定。

要使导引头的角分辨率高，视场角应尽量小，既要使导引头能跟踪快速目标，又要使视场角大。

对固定式导引头，其视场角 Ω 应不小于系统滞后的时间内目标角度的变化量，即

$$\Omega \geq \dot{\varphi} t_0 \quad (6-13)$$

式中 t_0 ——系统滞后时间；

$\dot{\varphi}$ ——目标视线的角速度。

固定式导引头的视场角一般应为 10° 或更大一些。

对活动式跟踪导引头，由于能够对目标自动跟踪，其视场角可以大大减小。但由于信号

的起伏、闪烁及系统内部的噪声,会产生跟踪误差。因此,视场角也应符合要求值。

3. 导引头框架的转动范围

导引头一般安装在一组框架上,它相对弹体的转动自由度受到空间和机械结构的限制,一般限制在 $\pm 40^\circ$ 以内。

4. 中断自导引的最小距离

在自寻的系统中,随着弹体向目标逐渐接近,目标视线角速度随之增大,这时导引头接收的信号越来越强,当弹体与目标之间的距离缩小到某个值时,大功率信号将引起导引头接收回路过载,从而不可能分离出关于目标运动参数的信号。这个最小距离,一般称为“死区”。

在弹体进入导引头最小距离(“死区”)前,应当中断导引头自动跟踪回路的工作。

二、激光导引头的分类

激光导引头的功用是:搜索、捕获和跟踪目标,输出引导指令和导引头相对弹体的姿态信号。

激光导引头的组成是:位标器、信息变换处理设备和伺服系统。其中位标器则由光学系统、探测器、前置放大器和陀螺仪及其驱动机构组成。

根据光学系统或探测器与弹体耦合情况的不同,激光导引头分为捷联式、万向支架式、陀螺稳定式、陀螺光学耦合式和陀螺稳定探测器五种。

1. 捷联式激光导引头

光学系统和探测器直接固定在弹体上,光轴与弹的纵轴重合,光学系统和探测器随弹体运动跟踪目标,如图6-7所示。

捷联式导引头结构简单、可靠性好。但这种导引头的缺点是:要求视场大;探测器尺寸也大,制导精度低。由于上述特点,捷联式导引头只适合于攻击静止的大目标,如桥梁、军事设施。

2. 万向支架式激光导引头

光学系统和探测器均固定在万向支架上,万向支架与弹体固连,光学系统和探测器能够独立进行扫描跟踪,如图6-8所示。

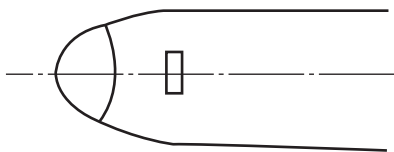


图 6-7 捷联式激光导引头示意图

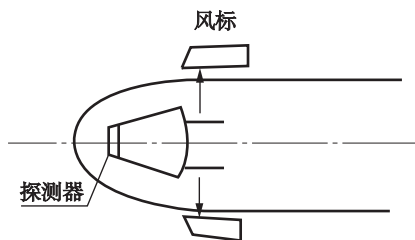


图 6-8 万向支架式激光导引头示意图

万向支架式激光导引头的动态视场大,瞬时视场小。该导引头输出跟踪角误差信号和万向支架角信号。该导引头有中等导引精度。万向支架激光导引头又称风标导引头。在飞行过程中,风标始终指向弹体的瞬时速度方向,当弹体与目标的视线与风标指向不重合时,导引

头输出信号控制弹体的速度方向指向目标。该导引头只适合于攻击机动性不大的大型目标，用于激光制导炸弹。

3. 陀螺稳定式激光导引头

光学系统和探测器均由陀螺稳定，光学系统常为陀螺转子的一部分，探测器与陀螺内环固连，不旋转，但随光轴运动，如图 6-9 所示。

陀螺稳定式激光导引头能够独立跟踪，动态视场大，瞬时视场小，不受弹体运动的影响。输出目标角速度信号和支架信号，导引精度高，但技术复杂、成本高，适用于攻击机动性高的小目标。陀螺稳定式激光导引头多用于导弹，如美国的“海尔法”“幻兽”空地导弹。“红土地”末制导炮弹也采用了陀螺稳定式激光导引头。

4. 陀螺光学耦合式激光导引头

光学系统的主要部分和探测器固连在弹上，用陀螺仪稳定小反射镜，如图 6-10 所示。

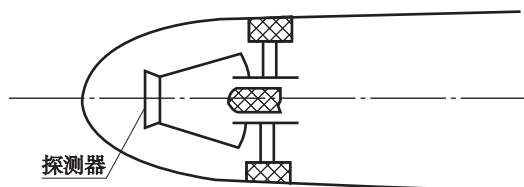


图 6-9 陀螺稳定式激光导引头示意图

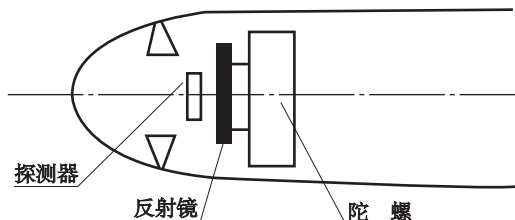


图 6-10 陀螺光学耦合式激光导引头示意图

陀螺光学耦合式激光导引头能够独立扫描跟踪，动态视场中等，瞬时视场小，背景干扰小，导引精度高。适于攻击机动性好的小目标，也是应用最广泛的一种。如“铜斑蛇”就选用这种形式导引头。

5. 陀螺稳定探测器式激光导引头

光学系统固定在弹上，探测器用陀螺仪稳定。它采用同心光学系统，即光学系统的像面是一个球面，其球心与反射镜球心重合，如图 6-11 所示。当目标反射的光线方向不变时，即使光学系统任意倾斜，目标的像位置也不会变。如果探测器位于像面上，用陀螺稳定，则探测器的中心与光学系统像面的球心的连线便是稳定的光轴。

陀螺稳定探测器式激光导引头能够独立地进行扫描跟踪，但动态视场不大，瞬时视场小，有较高的导引精度，适于攻击有一定机动能力的目标。

根据导引头接收的目标反射激光波的不同，半主动激光导引头又分为连续激光和脉冲激光两种半主动导引头。

由于连续激光器需要的大功率很难实现，而且体积也大，所以多采用脉冲激光半主动导引头。

半主动激光导引头工作时所用的激光目标指示器，多数用掺钕钇铝石榴石固体激光器构成，有手提式、三脚架安装式、车载式和机载式等。

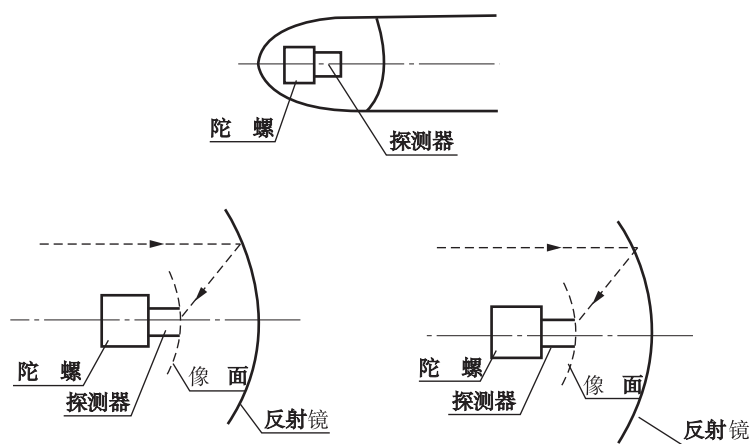


图 6-11 陀螺稳定探测器式激光导引头示意图

第七章 雷达探测原理

雷达最早出现于 20 世纪 30 年代后期,“雷达”这个名称最早来源于第二次世界大战中美国海军使用的一个保密代号,是英文 RADAR(Radio Detection and Ranging),原意是“无线电探测与测距”。

雷达在人类战争中始终扮演着非常重要的角色,历经多年的发展,雷达一直保持着方兴未艾、蓬勃发展的态势。在现代信息化战争条件下,雷达作为一种极为重要的战场传感器,应用领域包括战略预警、防空反导、空间监视、战场侦察、火力控制等。

雷达的两个基本任务是发现目标的存在和测量目标的参数。雷达的作用主要体现在三个方面:一是获取战场军事情报。雷达可以全天时、全天候工作,是现代战争中最重要战场传感器之一,能够为作战指挥系统实时、主动地获取战场信息,这方面的典型应用主要有导弹预警、对空对海警戒、战场侦察等。二是为武器系统打击目标提供引导指示信息。雷达已经成为现代各类武器系统特别是精确打击武器系统的重要组成部分,在武器系统的作战中发挥着目标指示、截获、瞄准、武器制导等关键作用,是武器系统发挥作战效能的有力保证,这方面的典型应用主要有火力控制、弹药导弹制导、引信起爆控制等。三是发展各类先进武器系统过程中的重要测量评估手段,典型应用包括靶场精密跟踪、目标特性测量等。

第一节 雷达的工作原理

一、基本概念

根据 IEEE 的标准定义,雷达是通过发射电磁波信号,接收来自其威力覆盖范围内目标的回波,并从回波信号中提取位置和其他信息,以用于探测、定位,以及有时进行目标识别的电磁系统。该定义是原始术语“无线电探测和测距”的扩展。进一步地将雷达功能具体化,雷达利用目标对电磁波的反射来发现目标,测量目标空间位置和运动状态(距离、方位、速度等),测定目标的电磁敏感物理参数的无线电设备。雷达基本原理如图 7-1 所示。

目标对雷达信号的反射强弱程度可以用目标的雷达截面积(Radar Cross Section, RCS)来描述,通常目标的雷达截面积越大则反射的雷达信号功率越强。雷达截面积与目标自身的材料、形状和大小等因素有关,也与照射它的电磁波的特性有关。目标的雷达截面积的大小影响着雷达对目标的发现能力,通常雷达截面积越大的目标可能在越远的距离被雷达发现。

但是,除了目标的回波外,雷达接收机中总是存在着一些杂乱无章的信号,这些信号称为噪声,它是由外部噪声源经天线进入接收机,以及接收机本身的内部电路共同产生的。采用先进的电子元器件和精心的电路设计可以减小这些噪声,但不可能完全消除它们。由于噪声时时刻刻伴随目标回波存在,所以,当目标距离雷达很远、目标回波很弱的时候,回波就难以从噪声中被区分出来。只有当目标与雷达的距离近到目标回波比噪声足够强的时候,雷

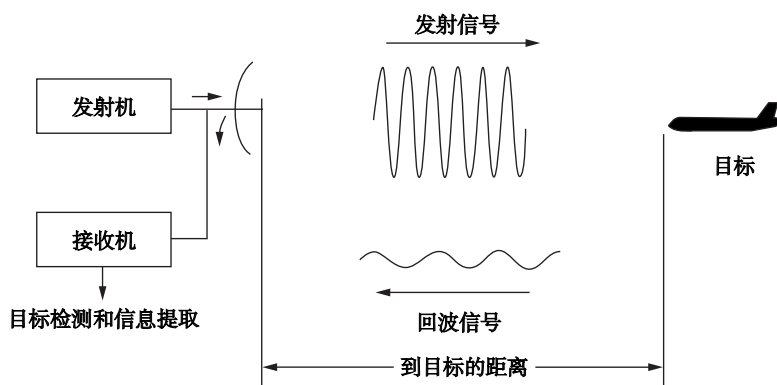


图 7-1 雷达基本原理

雷达才可能从接收机的噪声背景中发现目标的回波。雷达从噪声中发现回波信号的过程称为雷达目标检测或目标的发现。从上面的分析可知，雷达对目标的发现距离是有限度的。

雷达发射的电磁波信号照射目标的同时，也会照射到目标所在的背景物体上，这些背景物体的反射回波进入雷达接收机，成为无用的回波，也称为雷达杂波。例如，雨雪等自然现象形成的反射回波称为气象杂波；向地面、海面观测目标时地物和海面反射形成的杂波分别称为地杂波和海杂波。此外，在实际战场环境中还存在大量的有意针对雷达发射的人为的电磁波信号，这些信号进入雷达接收机后，可能起到阻止、破坏雷达对目标发现能力的作用，这样的信号称为干扰。噪声、杂波、干扰都会在雷达显示器上出现，严重影响雷达对目标的观察。因此，现代雷达根据杂波、干扰与目标的不同特征，利用各种信号处理技术，消除杂波、干扰的影响，才使雷达的应用能扩展到复杂的战场环境下，保证雷达正常发现目标和测量目标参数的能力。

雷达以辐射电磁能量并检测反射体(目标)反射回波的方式工作，回波信号提供了下列关于目标的信息：

- (1) 通过测量电磁波信号从雷达传播到目标并返回雷达的时间可得到目标的距离；
- (2) 目标的角度信息可以通过方向性天线(具有窄波束的天线)测量回波信号的到达角来确定；
- (3) 如果是动目标，雷达能得到目标的轨迹或航迹，并能预测它未来的位置；
- (4) 动目标的多普勒效应使接收的回波信号产生频移，雷达可以根据频移将希望检测的动目标(如飞机)和不希望的固定目标(如地杂波和海杂波)区分开；
- (5) 当雷达具有足够高的分辨力时，它还能识别目标尺寸和形状的某些特性。

归纳起来，雷达在发现目标(检测)之后，其基本测量功能可以分为尺度测量和特征测量两类。尺度测量包括对目标三维坐标(距离、角度)的测量，还包括速度或加速度的测量；特征测量包括对目标雷达截面积、散射矩阵、散射中心分布等的测量。

雷达基本概念的描述涉及若干关键词，包括电磁波、散射、目标、电磁敏感性等。首先，雷达是一种有源装置，它采用发射机主动地发射电磁波信号照射目标，而不像大多数光学和红外传感器那样必须依赖于外界的辐射。雷达采用的电磁波信号频率可以从几兆赫兹

(高频)一直到光谱区(激光雷达),该范围内的频率比高达 $10^9:1$ 。在如此宽的频率范围内,尽管雷达基本原理相同,但为实现雷达功能而应用的具体技术差别巨大。在上述电磁波长范围内,大气几乎完全“透明”,因此,雷达是“全天候”工作的电子装置,不分白天、黑夜,不论天晴还是雾、雨、雪。其次,对雷达而言,“目标”的界定可以从两方面考虑:一方面,能够反射电磁波信号的物体都可以成为“目标”。雷达目标包括以金属为代表的良导体,例如飞机、导弹、战车、卫星、舰船等;也包括介质类的不良导体,例如云、雾、雪、雨、山川、河流、森林、沙漠等;还包括火箭发动机喷出的尾焰、鸟群、昆虫等。另一方面,“目标”又是一个相对的概念。每类雷达的用途和目的不同,对每类雷达而言,雷达感兴趣的能够反射电磁波的物体是目标,雷达不感兴趣的其他散射体则可认为是杂波和干扰。例如,对防空导弹雷达导引头而言,飞行器是目标,云是杂波;而对气象雷达而言,云就成了目标。此外,目标的物理属性可以用某种方式来调制雷达照射到目标上的电磁波信号,这样,目标反射的回波信号就被调制上了目标的有关信息,这些信息有可能被雷达所感知,这样的目标物理属性可以称为“电磁敏感性”的物理属性。“电磁敏感性”的物理属性是现代雷达能够实现目标识别功能的物理基础,如目标形状、目标表面粗糙度、目标材料介电特性等。

二、基本组成

以脉冲雷达为例进行说明。如图 7-2 所示,脉冲雷达基本组成可以用简化框图表示,它主要由天线、发射机、接收机、信号处理机、数据处理机和显示器等若干分系统构成。

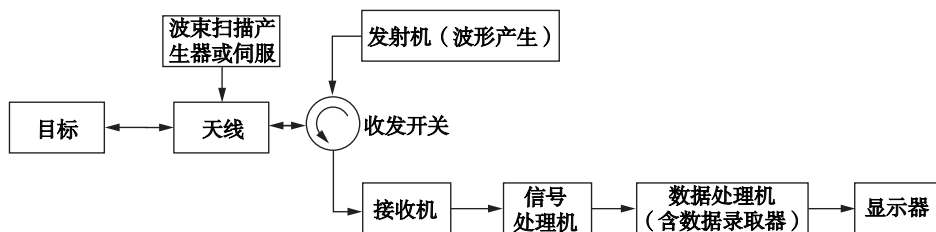


图 7-2 脉冲雷达的基本组成

发射机产生的雷达信号(通常是重复的窄脉冲串)经由天线辐射到空间,收发开关使天线时分复用于发射和接收。反射物或目标截获并反射一部分雷达信号,其中少量信号沿着雷达的方向返回。雷达天线收集回波信号,经接收机加以放大和滤波,再经信号处理机处理。如果经接收机、信号处理机处理后输出信号幅度足够大,则目标可以被检测(发现)。雷达通常测定目标的方位和距离,但回波信号也包含目标特性的信息。显示器显示经接收机、信号处理机处理后的输出信号,雷达操作员根据显示器的显示判断目标存在与否,或者采用电子设备处理输出的结果,电子设备可以自动判断目标存在与否,并根据发现目标后一段时间内的检测结果建立目标航迹,后一项功能通常由数据处理机完成。

三、目标雷达截面积

雷达是通过接收目标反射的雷达电磁信号获得目标信息的。目标的大小和性质不同,对

雷达波的散射特性就不同, 雷达所能接收到的反射能量也不一样。目标的雷达截面积(RCS)就是表征雷达目标对于照射电磁波散射能力的一个物理量。

根据雷达分辨单元面积和体积, 目标类型可以分为点目标和分布式目标。如果一个目标空间体积明显地小于雷达的分辨单元体积(空间分辨单元), 则该目标相对雷达而言算作点目标。像飞机、导弹、船只等这样一些雷达目标, 对于弹药雷达探测系统而言可以算是点目标。本章的基本雷达方程主要考虑点目标。如果一个目标空间体积大于雷达的分辨单元体积(空间分辨单元), 则该目标相对雷达而言算作分布式目标。对于对地攻击弹药的近炸引信, 地面、水面等属于典型的面分布式目标。

雷达截面积记为 σ , 是一个假想的面积。如果将雷达截面积等效为 σ 的物体放在与电磁波传播方向相垂直的平面上, 它将无损耗地把入射功率全部、均匀地向各个方向传播出去, 并且, 在雷达处由雷达所接收到的散射功率密度与实际目标的二次辐射所产生的散射功率密度相等。

假定入射电磁波在目标处功率密度为 S , 则按照上述假设, RCS 为 σ 的目标所能够散射的总功率为:

$$P = S\sigma \quad (7-1)$$

实际上, σ 的大小与雷达电磁波入射角有关, 此处的 RCS 定义主要考虑电磁波按原入射方向反射回去。在雷达处, 目标二次辐射功率密度为:

$$S_r = \frac{P}{4\pi R^2} = \frac{\sigma S}{4\pi R^2} \quad (7-2)$$

由此可以得到 RCS 的定义为:

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{S_r}{S} \quad (7-3)$$

需要指出的是, 在雷达处目标二次辐射功率密度 S_r 是变化的, 且 $S_r \propto 1/R^2$, 因此 σ 与距离 R 无关。

进一步地, 式(7-3)可以写为:

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{1}{S} \frac{P}{4\pi R^2} = 4\pi \frac{(P/4\pi)}{S} = 4\pi \frac{P_\Delta}{S} \quad (7-4)$$

式中 P_Δ ——返回雷达处每单位立体角内回波功率, $P_\Delta = P/(4\pi)$ 。

因此, RCS 又可以定义为:

$$\sigma = 4\pi \cdot \frac{\text{返回雷达处每单位立体角内回波功率}}{\text{入射功率密度}} \quad (7-5)$$

由式(7-5)可知, RCS 可定义为, 在远场条件(平面波照射的条件)下, 目标处每单位入射功率密度在雷达处单位立体角内产生的反射功率乘以 4π , 如图 7-3 所示。

RCS 和实际目标的几何截面积是完全不同的概念, 两者之间是有确定关系的(例如, 各向同性良导体金属球的 RCS 就等于它的几何截面积), 但通常针对具体目标明确表示这种关系很难。RCS 是一个假想的面积, 可以将任何一个反射体的 RCS 想象成一个具有各向同性的等效良导体金属球的几何截面积, 且这个各向同性的球体在雷达方向上每单位立体角所产生的功率与实际目标散射体所产生的相同。实际目标外形复杂, 它的后向散射特性是各部分散射的矢量合成, 因此, 实际目标在不同的照射方向有不同的雷达截面积值。

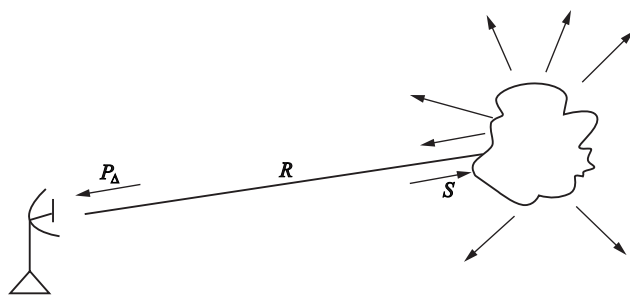


图 7-3 目标散射特性及 RCS

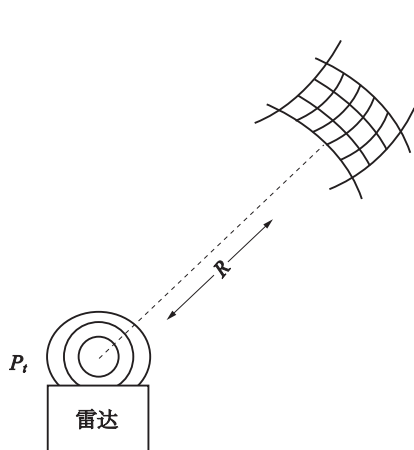
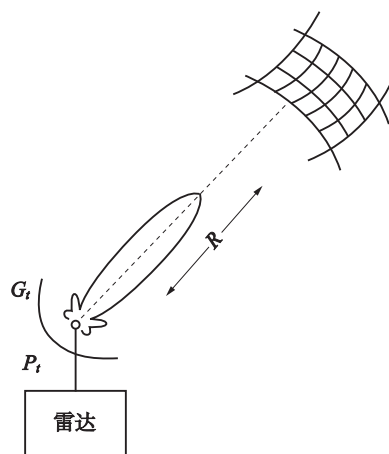
四、基本雷达方程

假设雷达发射机辐射功率为 P_t ，并将其馈送到天线，由天线将电磁能量做各向同性(全方向)的辐射，如图 7-4 所示。由于电磁能量以等强度向所有的方向辐射，一个以雷达所在之处为球心，半径为 R 的假设球体表面的功率密度便是常数。此外，根据能量守恒原理，球的全部表面上的总功率必定等于 P_t (假设传播介质无损耗)。因此，与雷达相距为 R 处的单位面积上的功率密度将是球体表面上的总功率除以球的总表面积 $4\pi R^2$ 。因此，在距离雷达 R 处时，功率密度为：

$$PD = \frac{P_t}{4\pi R^2} \quad (7-6)$$

如果将增益为 1 的全方向性天线换为功率增益为 G_t 的定向天线，便会形成一个将能量聚集成束的方向性波束，如图 7-5 所示。这时在距离 R 处的波束内的功率密度将为 PD_1 ，且

$$PD_1 = \frac{P_t}{4\pi R^2} G_t \quad (7-7)$$

图 7-4 各向同性辐射时距离 R 处的功率密度图 7-5 由方向性天线辐射时距离 R 处的功率密度

再设在距离 R 处的波束内有一个目标,如图 7-6 所示,传播的电磁波便会碰上目标,于是,入射能量将向不同的方向散射,其中一些能量会向雷达反射(后向散射)。向雷达方向反射回的能量由目标所在处的功率密度和目标 RCS 确定。 σ 是衡量目标反射电磁波能力的尺度,它用面积表示。那么目标的反射功率为(图 7-6):

$$P_1 = \sigma PD_1 = \frac{P_t G_t \sigma}{4\pi R^2} \quad (7-8)$$

于是,到雷达所在位置的后向散射波的功率密度为:

$$PD_2 = \frac{P_t G_t \sigma}{4\pi R^2} \frac{1}{4\pi R^2} \quad (7-9)$$

在雷达接收天线处,天线以有效孔径 A_e 对电磁波进行接收,接收到的回波功率为 P_r (图 7-7),且

$$P_r = \frac{P_t G_t \sigma}{4\pi R^2} \frac{1}{4\pi R^2} A_e \quad (7-10)$$

上式可以写成如下形式:

$$P_r = P_t G_t \frac{1}{4\pi R^2} \sigma \frac{1}{4\pi R^2} A_e \quad (7-11)$$

其中,第一项 $P_t G_t$ 表征向目标辐射的功率;第二项 $\frac{1}{4\pi R^2}$ 表征目标处的功率密度;第三项 σ 表征向雷达再次辐射的等效功率;第四项 $\frac{1}{4\pi R^2}$ 表征雷达处反射波的功率密度;第五项 A_e 表征雷达接收的功率。

天线有效孔径和增益之间的关系为

$$A_e = \frac{G_r \lambda^2}{4\pi} \quad (7-12)$$

式中 λ ——电磁波波长;

G_r ——接收天线增益。

代入回波功率表达式便有

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4} \quad (7-13)$$

单基地脉冲雷达通常用同一天线来进行发射和接收,此时 $G_t = G_r = G$ 。在这种情况下,雷达接收到的回波功率将变为:

$$P_r = \frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4} \quad (7-14)$$

根据上面的分析和表达式可以看出,接收的回波功率 P_r 反比于目标离雷达站距离 R 的四次方。接收到的功率 P_r 必须超过雷达接收机灵敏度(最小可检测信号功率 S_{\min}),雷达才

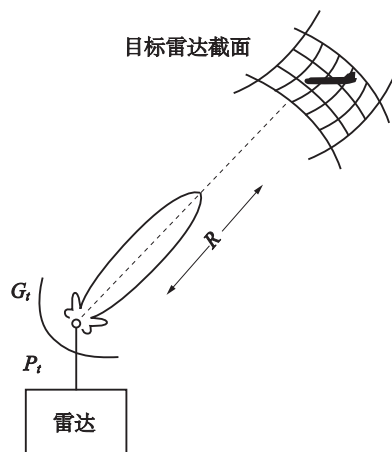


图 7-6 RCS 为 σ 的目标反射的功率

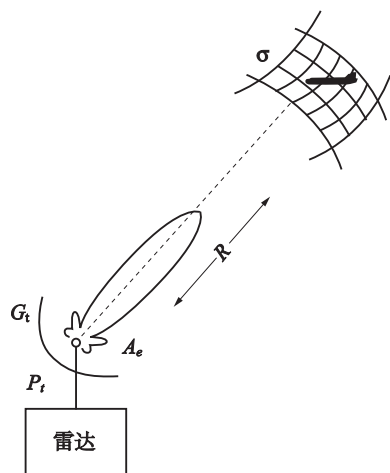


图 7-7 雷达接收到的回波功率

能可靠地发现目标,当 P_r 正好等于 S_{\min} 时,就可得到雷达检测该目标的最大作用距离。因为超过这个距离,接收的信号功率进一步减小,就不能可靠地检测到目标。它们的关系式可以表达为:

$$P_r = S_{\min} = \frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R_{\max}^4} \quad (7-15)$$

或者是:

$$R_{\max} = \left[\frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^2 S_{\min}} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (7-16)$$

也可以采用天线有效孔径来描述,即:

$$R_{\max} = \left[\frac{P_t \sigma A_e^2}{4\pi \lambda^2 S_{\min}} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (7-17)$$

式(7-16)和式(7-17)是雷达距离方程的基本形式,它表明了作用距离或雷达对目标的最大发现距离 R_{\max} 和雷达参数以及目标特性间的关系。习惯上,采用天线增益表示的基本雷达方程式(7-16)应用更加广泛。

基本雷达方程虽然给出了作用距离和各参数间的定量关系,但没有考虑设备的实际损耗和环境因素,而且方程中还有两个不可能准确预定的量:目标 RCS 和最小可检测信号 S_{\min} 。因此,它常用作一个估算的公式,考察雷达各参数对作用距离影响的程度。

虽然基本雷达方程不够完整,但它不仅说明了各种参数变化的影响,而且说明了设计雷达时必须采取的某些折中。根据基本雷达方程,可以获得一些提高目标发现能力(增大作用距离)的技术途径:

(1) 由于 $R_{\max} \propto P_t^{1/4}$,作用距离随发射机功率增大而增大,因此要尽可能选用高的发射机功率。例如,发射功率增加到3倍,探测距离只增加30%。

(2) 由于 $R_{\max} \propto \sqrt{G}$,作用距离随天线增益增大而增大,因此要尽可能选用高增益天线或大孔径天线。

(3) 由于 $R_{\max} \propto (1/S_{\min})^{1/4}$,作用距离随最小可检测信号功率的减小而增大,因此要尽可能提高接收机灵敏度;此外,提高接收机灵敏度与增加发射机功率效果一样。

雷达总是在噪声、干扰、杂波等背景下检测目标,再加上复杂目标的 RCS 本身也在变化,所以目标回波信号也是起伏的,因此接收机输出的是随机量。雷达作用距离也不是一个确定值,而是统计值。由于噪声、干扰、杂波的存在,雷达对目标的检测不可能总保持正确的判断。即便是存在目标,雷达也只能以一定的概率发现目标,这称为发现概率。此外,还可能出现两种不正确的判断:一种是把强的噪声当作了回波,这种误判称为虚警;另一种是把低于一定强度的目标回波当作了噪声,这种误判称为漏警或漏报。因此,对于雷达来讲,不能简单地讲它的作用距离是多少,通常只在概率意义上讲,当虚警概率和发现概率给定时,作用距离是多大。

第二节 目标距离的测量

一、脉冲测距原理

测量目标的距离是雷达的基本任务之一。无线电波在均匀介质中以固定的速度直线传播(在自由空间传播速度约等于光速 $c = 3 \times 10^8 \text{ km/s}$)。图 7-8 中, 雷达位于 A 点, 而在 B 点有一目标, 则目标至雷达站的距离(即斜距) R 可以通过测量电波往返一次所需的时间 t_R 得到, 即:

$$R = \frac{1}{2} c t_R \quad (7-18)$$

而时间 t_R 也就是回波相对于发射信号的延迟, 因此, 目标距离测量就是要精确测定延迟时间 t_R 。根据雷达发射信号的不同, 测定延迟时间通常可以采用脉冲法、频率法和相位法, 下面分别讨论。

式(7-18)中 t_R 的量级为微秒级, 测得的距离量级为千米。测量这样量级的时间需要采用快速计时方法。早期雷达均用显示器作为终端, 在显示器画面上根据扫描量程和回波位置直接测读延迟时间。

现代雷达常常采用电子设备自动地测读回波到达的延迟时间 t_R 。

有两种定义回波到达时间 t_R 的方法: 一种是以目标回波脉冲的前沿作为它的到达时刻; 另一种是以回波脉冲的中心(或最大值)作为它的到达时刻。对于点目标来讲, 两种定义所得的距离数据只相差一个固定值(约为 $\tau/2$), 可以通过距离校零予以消除。如果要测定目标回波的前沿, 由于实际的回波信号不是矩形脉冲而近似为钟形, 此时可将回波信号与一比较电平相比较, 把回波信号穿越比较电平的时刻作为其前沿。用脉冲前沿作为到达时刻的缺点是容易受回波大小及噪声的影响, 比较电平不稳也会引起误差。

自动距离跟踪系统通常采用回波脉冲中心作为到达时刻。在搜索型雷达中, 也可以测读回波中心到达的时刻, 图 7-9 是采用这种方法的一个原理框图, 来自接收机的视频回波与门限电平 U_0 在比较器中进行比较, 输出宽度为 τ 的矩形脉冲, 该脉冲作为和支路(Σ)的输出; 另一路由微分电路和过零点检测器组成, 当微分器的输出经过零值时便产生一个窄脉冲, 该脉冲出现的时间正好是回波视频脉冲的最大值, 通常也是回波脉冲的中心。这一支路如框图上所标的差(Δ)支路。和支路脉冲加到过零点检测器上, 选择出回波峰值所对应的窄脉冲而防止由于距离副瓣和噪声所引起的过零脉冲输出。

对应回波中心的窄脉冲相对于等效发射脉冲的延迟时间可以用高速计数器或其他设备测得, 并可转换成距离数据输出。

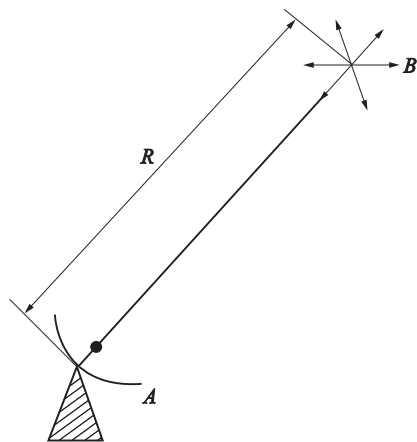


图 7-8 目标距离的测量

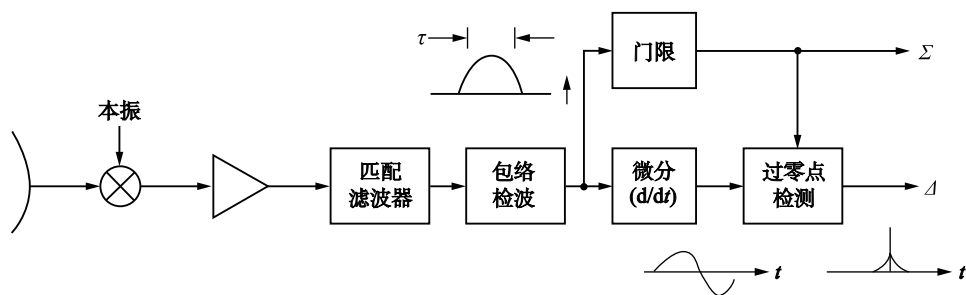


图 7-9 回波脉冲中心估计

二、多普勒测距原理

多普勒效应的实质是：在振荡源和接收机之间存在相对运动时，接收机所接收到的振荡频率与振荡源的振荡频率不同。这一现象首先在声学上由奥地利物理学家多普勒于 1842 年发现。

假设声源 S 以速度 v_s 向静止的接收机 R 运动 (图 7-10a), 与接收机距离为 r 的波源在瞬时 t_1 发出的波到达接收机的瞬时为:

$$\theta_1 = t_1 + r/v_w \quad (7-19)$$

式中 v_w ——波的传播速度。

在瞬时 $t_2 = t_1 + \tau$ 波源发出的波到达接收机的瞬时为:

$$\theta_2 = t_2 + (r - v_s \tau)/v_w \quad (7-20)$$

如果波源的振荡频率为 f_0 , 则在 τ 时间内发出的波数为:

$$N = f_0 \tau \quad (7-21)$$

而接收机接收的频率为:

$$f = N/\theta \quad (7-22)$$

式中 $\theta = \theta_2 - \theta_1$ 。

利用式(7-19) ~ 式(7-21)求式(7-22)可得:

$$f = f_0 / (1 - v_s/v_w) \quad (7-23)$$

反之, 如果振荡源静止而接收机 R 以速度 v_R 向波源运动 (图 7-10b), 与上面分析类似, 可以得到:

$$\begin{aligned} \theta_1 &= t_1 + r/(v_w + v_R) \\ \theta_2 &= t_2 + (r - v_R \tau)/(v_w + v_R) \end{aligned}$$

于是,

$$f = f_0 (1 + v_R/v_w) \quad (7-24)$$

从式(7-23)和式(7-24)中可以看出, 当波源和接收机存在相对运动时, 接收机接收到的振荡频率与振荡源的振荡频率不同, 这就是多普勒效应。

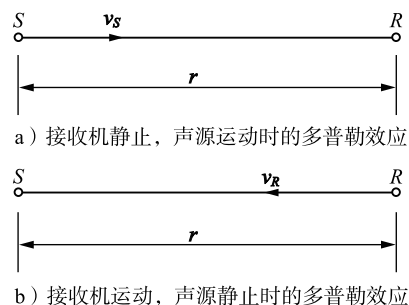


图 7-10 声学中的多普勒效应

同时考虑远离和接近的两种情况,有

$$f = f_0(1 \pm v/v_w) \quad (7-25)$$

其中负号表示接收机向远离发射机方向运动。由于 $v_w = f_0 \lambda_0$, λ_0 为振荡信号波长,故式(7-25)又可写成:

$$f = f_0 \pm v/\lambda_0 \quad (7-26)$$

式中 v/λ_0 ——多普勒频率。

在无线电引信系统中,发射机和接收机处于同一弹体中,式(7-26)表示与引信有相对运动的目标处的振荡频率。那么由接收机接收到由目标反射的信号之多普勒频率将增大一倍(用 v_R 代替 v),有:

$$f = f_0 \pm 2v_R/\lambda_0 \quad (7-27)$$

令:

$$f_d = \pm 2v_R/\lambda_0 \quad (7-28)$$

式中 f_d ——无线电引信的多普勒频率。

如果弹目是逐渐接近的,则 f_d 为正值;如果弹目是逐渐远离的,则 f_d 为负值。

第三节 目标角度的测量

为了确定目标的空间位置,雷达在大多数应用情况下,不仅要测定目标的距离,而且还要测定目标的方向,即测定目标的角坐标,包括目标的方位角和高低角(仰角)。

雷达测角的物理基础是电波在均匀介质中传播的直线性和雷达天线的方向性。由于电波沿直线传播,目标散射或反射电波波前到达的方向即为目标所在方向。但在实际情况下,电波并不是在理想均匀的介质中传播,如大气密度、湿度随高度的不均匀性造成传播介质的不均匀,复杂的地形地物的影响等,因而使电波传播路径发生偏折,从而造成测角误差。通常在近距测角时,由于此误差不大,仍可近似认为电波是直线传播的。当远程测角时,应根据传播介质的情况,对测量数据做出必要的修正。天线的方向性可用其方向性函数或根据方向性函数画出的方向图表示。

(一) 相位法测角

相位法测角是利用多个天线所接收回波信号之间的相位差来对角度进行测量的。如图7-11所示,设在 θ 方向有一远区目标,则到达接收点的目标回波近似为平面波。由于两天线间距为 d ,故它们所接收到的信号由于存在波程差 ΔR 而产生一个相位差 φ ,大小为:

$$\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta R = \frac{2\pi}{\lambda d \sin \theta} \quad (7-29)$$

式中 λ ——雷达波长。

如果用相位计进行比相,测出相位差 φ ,就可以确定目标方向 θ 。

由于在较低频率上容易实现比相,所以通常将两个天线收到的高频信号与同一个本振信号混频,然后在中频进行比相。由于混频不会改变两个信号的相位差,所以对测量结果没有影响。图7-12所示为一个相位法测角的方框图。接收信号经过混频、放大后再加到相位比较器中进行比相。其中自动增益控制电路用来保证中频信号幅度稳定,以免幅度变化引起测角误差。

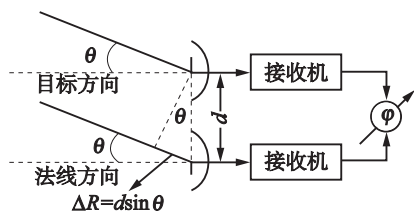


图 7-11 相位法测角示意图

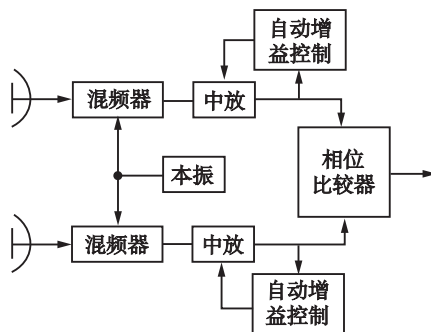


图 7-12 相位法测角方框图

由于角度 θ 是通过相位差 φ 测量的，所以相位差 φ 测量不准，就会产生测角误差，利用误差传播原理，通过全微分可以得到

$$d\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} d \cos \theta d\theta \quad (7-30)$$

$$d\theta = \frac{\lambda}{2\pi d \cos \theta} d\varphi \quad (7-31)$$

显然，如果采用高精度的相位计 ($d\varphi$ 小)，或减小 λ/d 的值 (增大 d/λ 的值)，都可以提高测角精度。当 $\theta = 0$ ，即目标处在天线法线方向时，测角误差 $d\theta$ 最小。当 θ 增大时， $d\theta$ 也增大，为了保证一定的测角精度， θ 的范围有一定限制。

增大 d/λ 虽然可以提高测角精度，但是当 d/λ 增大到一定程度时， φ 值可能超过 2π ，此时

$$\varphi = 2\pi N + \psi \quad (7-32)$$

式中 N ——正整数， $\psi < 2\pi$ 。

而相位计的实际读数为 ψ 值。由于 N 未知，因而真实 φ 值不能确定，这样就出现了多值性 (模糊) 问题。解决多值性问题的有效方法是利用三天线测角设备，间距大的天线 1 和天线 3 用来得到高精度测量，间距小的天线 1 和天线 2 用来解决多值性，如图 7-13 所示。

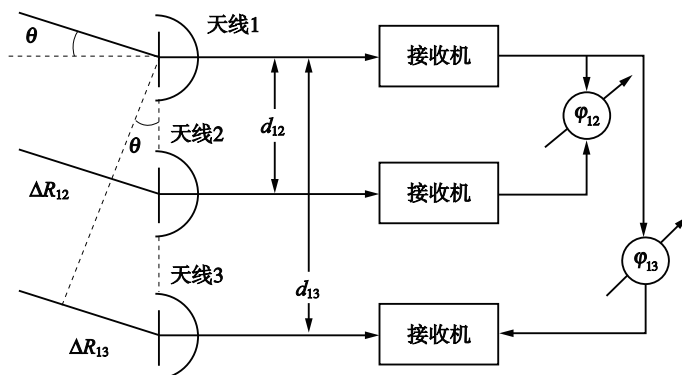


图 7-13 三天线相位法测角原理示意图

设目标在 θ 方向, 天线 1 和天线 2 之间的距离为 d_{12} , 天线 1 和天线 3 之间的距离为 d_{13} , 适当选择 d_{12} , 使天线 1 和天线 2 收到的信号之间的相位差在测角范围内均满足

$$\varphi_{12} = \frac{2\pi}{\lambda} d_{12} \sin\theta < 2\pi \quad (7-33)$$

φ_{12} 由相位计 1 读出。

根据要求, 选择较大的 d_{13} , 则天线 1 和天线 3 收到的信号的相位差为:

$$\varphi_{13} = \frac{2\pi}{\lambda} d_{13} \sin\theta = 2N\pi + \psi \quad (7-34)$$

φ_{13} 由相位计 2 读出, 但实际读数是小于 2π 的 ψ 。为了确定 N 值, 可利用如下关系:

$$\varphi_{13} = \frac{d_{13}}{d_{12}} \varphi_{12} \quad (7-35)$$

根据相位计 1 的读数 φ_{12} 可以根据式(7-35)算出 φ_{13} , 由于 φ_{13} 的精度不高, 这样求出的 φ_{13} 只是式(7-34)的近似值; 但只要 φ_{12} 的误差不大, 就可以用来确定 N , 即用这个近似的 φ_{13} 除以 2π 然后取整就得到 N 值, 再把 N 带入式(7-34)就可以算出 φ_{13} 。由于 d_{13}/λ 较大, 这样求出的 φ_{13} 的精度就比较高。

(二) 振幅法测角

振幅法测角是用天线收到的回波信号幅度值来做角度测量, 该幅度值的变化规律取决于天线方向图以及天线扫描方式。

振幅法测角可分为最大信号法和等信号法两大类。

1. 最大信号法

当天线波束做圆周扫描或在一定扇形范围内做匀角速扫描时, 对收发共用天线的单基地脉冲雷达而言, 接收机输出的脉冲串幅度值被天线双程方向图函数所调制。找出脉冲串的最大值(中心值), 确定该时刻波束轴线指向即为目标所在方向。

以两坐标雷达 $0^\circ \sim 360^\circ$ 圆周扫描为例, 雷达天线方位波束宽度较窄, 俯仰覆盖较宽。雷达天线方位方向图如图 7-14 所示。在雷达天线波束照射目标的驻留时间内(以主波束计), 可收到 N 个目标回波, 即

$$N = \frac{\text{方位波束宽度}(\circ)}{\text{方位扫描速度}[(\circ)/\text{s}]} \cdot f_r$$

式中 f_r ——发射脉冲重复频率。

如图 7-14 所示, 经过门限处理后, 再从通过门限的目标回波信号中找出信号幅度最大处所对应的角度, 亦即雷达天线波束中心指向目标的时刻, 它就是目标对应的方位角度。这就是最大信号法测角原理。

最大信号法测角的优点: 一是简单; 二是用天线方向图的最大值方向测角, 此时回波最强, 故信噪比最大, 对检测发现目标有利。

其主要缺点是, 直接测量时测量精度不高, 大约为波束半功率宽度 $\theta_{0.5}$ 的 20% 左右, 这是因为方向图最大值附近比较平坦, 最强点不易判别; 另一个缺点是不能判别目标偏离波束轴线的方向, 故不能用于自动测角。最大信号法测角广泛用于搜索和引导雷达中。

2. 等信号法

等信号法测角采用两个相同且彼此部分重叠的波束, 其方向图如图 7-15 所示。如果目标处在两波束的交叠轴 OA 方向, 则由两波束收到的信号强度相等, 否则一个波束收到的信

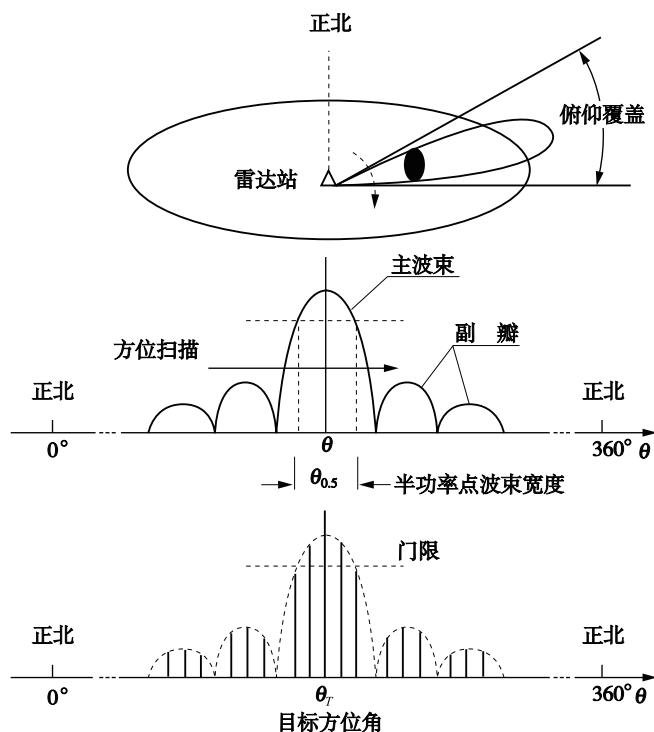


图 7-14 最大信号法测角原理

号强度高于另一个。故称 OA 为等信号轴。当两个波束收到的回波信号相等时，等信号轴所指方向即为目标方向。如果目标处在 OB 方向，波束 2 的回波比波束 1 的强；处在 OC 方向时，波束 2 的回波比波束 1 的弱，因此，比较两个波束回波的强弱就可以判断目标偏离等信号轴的方向，并可用查表的办法估计出偏离信号轴的大小。

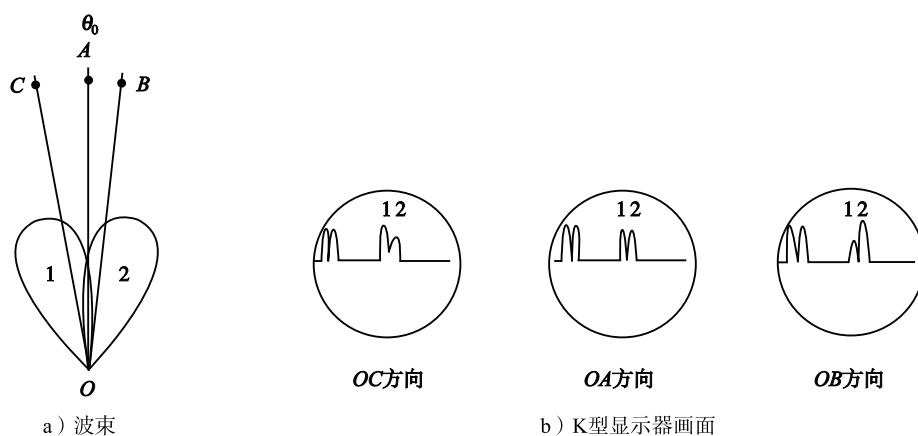


图 7-15 等信号法测角

与最大信号法相比,测角准确度大致为半功率波束宽度的 $1.5\% \sim 5\%$,误差减小一个数量级。根据两个波束收到的信号的强弱可判别目标偏离等信号轴的方向,便于自动测角,常用于跟踪雷达。

缺点是测角系统复杂,等信号轴方向不是方向图的最大值方向,故在发射功率相同的条件下,作用距离比最大信号法小些。

(三) 角度跟踪原理

角度跟踪是对目标角坐标(包括俯仰角与方位角)做连续的测量。雷达要对目标实施角跟踪,首先必须能实时提取出目标相对于雷达线波束中心的偏离量,然后根据偏离量的大小和方向驱使天线波束运动,不断地对目标进行角度跟踪,即连续地自动测角。

1. 圆锥扫描自动测角

雷达天线提取角偏差的方法,在第二次世界大战中采用的是顺序波瓣和圆锥扫描技术,采用圆锥扫描自动测角技术的雷达称为圆锥扫描雷达。圆锥扫描雷达用偏置馈源(对反射面天线)或改变相位(对阵列天线)的办法在天线轴的两边配置两个波瓣,如图 7-16 所示。雷达不断地按顺序转换到两个波瓣上进行发射和接收。在显示器上显示出与两个波瓣对应的回波信号。当目标位于天线轴线上即对准目标时,两个回波幅度相等,否则就会有差异。差异表示目标相对于天线轴线偏差角的大小及方向,据此差异就可调整天线对目标的跟踪。

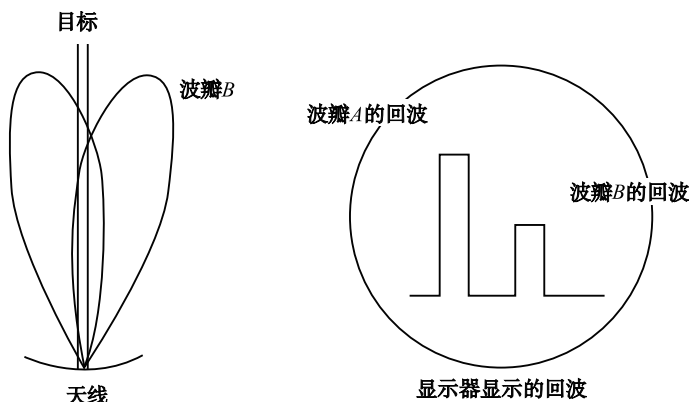


图 7-16 顺序波瓣技术

圆锥扫描雷达在天线处设置一个小型驱动电动机偏置馈源绕天线轴线连续地旋转,这样就会在空中形成一个圆锥扫描波瓣,因此这种技术被称为圆锥扫描技术,如图 7-17 所示。

如图 7-18a 所示的锥扫波束,它的最大辐射方向 $O'B$ 偏离等信号轴(天线旋转轴) $O'O$ 一个角度 δ ,当波束以一定的角速度 ω_s 绕等信号轴 $O'O$ 旋转时,波束最大辐射方向 $O'B$ 就在空间画出一个圆锥。如果取一个垂直于等信号轴的平面,则波束截面及波束中心(最大辐射方向)的运动轨迹等如图 7-18b 所示。

波束在做圆锥扫描过程中,绕着天线旋转轴旋转,因天线旋转轴方向是等信号轴方向,故扫描过程中这个方向天线的增益始终不变。当天线对准目标时,接收机输出的回波信号为一串等幅脉冲。如果目标偏离等信号轴方向,则在扫描过程中波束最大值旋转在不同位置时,目标有时靠近有时远离天线最大辐射方向,这使得接收的回波信号幅度也产生相应的强弱变化。

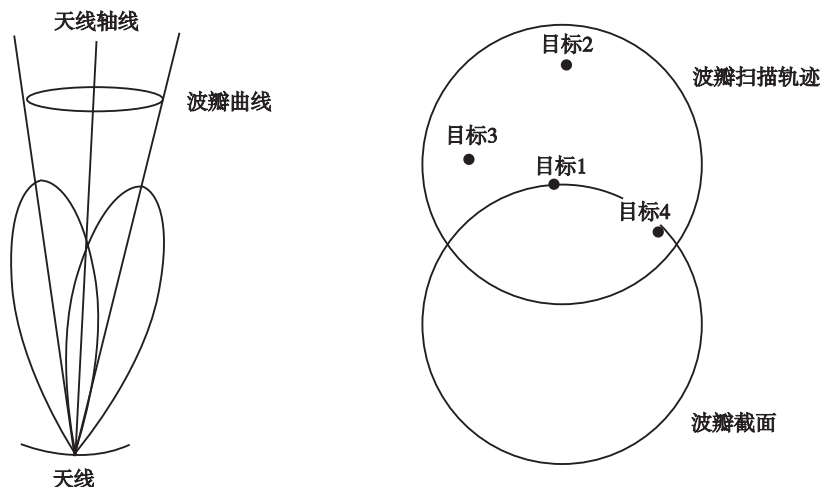


图 7-17 圆锥扫描技术

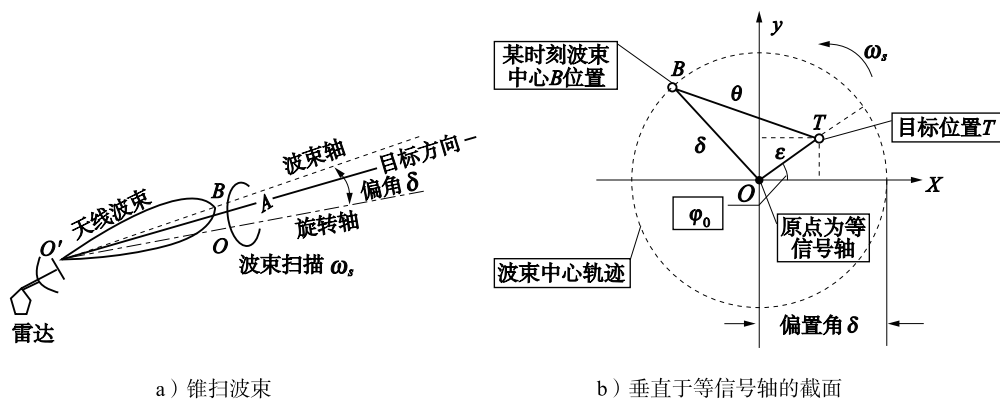


图 7-18 圆锥扫描测角原理

下面要证明，输出信号近似为正弦波调制的脉冲串，其调制频率为天线的圆锥扫描频率 ω_s ，调制深度取决于目标偏离等信号轴方向的大小，而调制波的起始相位 φ 则由目标偏离等信号轴的方向决定。

由垂直平面图 7-18b 可看出，如目标 A 偏离等信号轴的角度为 ε ，等信号轴偏离波束最大值的角度(波束偏角)为 δ ，圆为波束最大值运动的轨迹，在 t 时刻，波束最大值位于 B 点，则此时波束最大值方向与目标方向之间的夹角为 θ 。如果目标距离为 R ，则可求得通过目标的垂直平面上各弧线的长度。

在跟踪状态时，通常误差 ε 很小而满足 $\varepsilon \ll \delta$ ，由简单的几何关系可求得 θ 角的变化规律为：

$$\theta \approx \delta - \varepsilon \cos(\omega_s t - \varphi_0) \quad (7-36)$$

式中 φ_0 —— OA 与 x 轴的夹角；

θ ——目标偏离波束最大方向的角度，它决定了目标回波信号的强弱。

设收发共用天线，且其天线波束电压方向性函数为 $F(\theta)$ ，则收到的信号电压振幅为

$$U = kF^2(\theta) = kF^2[\delta - \varepsilon \cos(\omega_s t - \varphi_0)] \quad (7-37)$$

将上式在 δ 处展开成泰勒级数并忽略高次项，则得到

$$U = U_0 \left[1 - 2 \frac{F'(\delta)}{F(\delta)} \varepsilon \cos(\omega_s t - \varphi_0) \right] = U_0 \left[1 + \frac{U_m}{U_0} \cos(\omega_s t - \varphi_0) \right] \quad (7-38)$$

式中 $U_0 = kF^2(\delta)$ ——天线轴线对准目标时收到的信号电压振幅。

式(7-38)表明，对脉冲雷达来讲，当目标处于天线轴线方向时， $\varepsilon = 0$ ，接收到的回波是一串等幅脉冲；如果存在 ε ，则接收到的回波是振幅受调制的脉冲串，调制频率等于天线锥扫频率 ω_s ，而调制深度为：

$$m = \eta \varepsilon = - \frac{2F'(\delta)}{F(\delta)} \varepsilon \quad (7-39)$$

正比于误差角度 ε ，式中 η 为测角率，表明角误差鉴别器的灵敏度，且

$$\eta = - \frac{2F'(\delta)}{F(\delta)} \quad (7-40)$$

误差信号 $u_c = U_m \cos(\omega_s t - \varphi_0) = U_0 m \cos(\omega_s t - \varphi_0)$ 的振幅 U_m 表示目标偏离等信号轴的大小，而初相 φ_0 则表示目标偏离的方向，例如， $\varphi_0 = 0$ 表示目标只有方位误差。跟踪雷达中通常有方位角和仰角两个角度跟踪系统，因而要将误差信号 u_c 分解为方位和仰角误差两部分，以控制两个独立的跟踪支路。其数学表达式为：

$$u_c = U_m \cos(\omega_s t - \varphi_0) = U_m \cos \varphi_0 \cos \omega_s t + U_m \sin \varphi_0 \sin \omega_s t \quad (7-41)$$

即分别取出方位角误差 $U_m \cos \varphi_0 = U_0 \eta \varepsilon \cos \varphi_0$ 和仰角误差 $U_m \sin \varphi_0 = U_0 \eta \varepsilon \sin \varphi_0$ 。误差电压分解的办法是采用相位鉴别器（正交解调），如图 7-19 所示。相位鉴别器的基准电压分别为 $U_k \cos \omega_s t$ 和 $U_k \sin \omega_s t$ 。

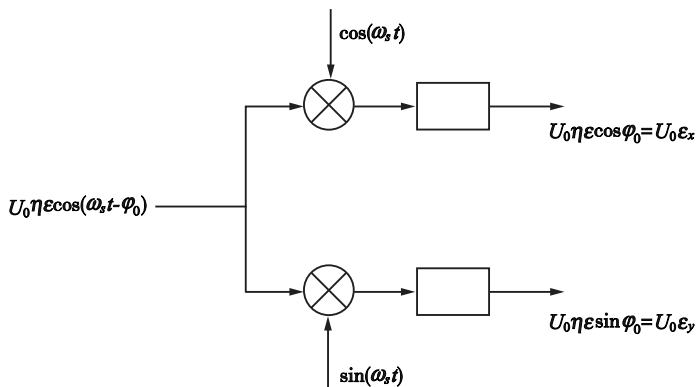


图 7-19 圆锥扫描雷达角误差的正交解调

图 7-20 给出了一个圆锥扫描雷达的典型组成方框图。圆锥扫描电动机带动天线馈源匀速旋转，使波束进行圆锥扫描。圆锥扫描雷达的接收机高频部分与普通雷达相似，但在主中放的末几级分为两路，一路称为距离支路中放，一路称为角跟踪支路中放。接收信号经过高

频部分放大、变频后加到距离支路中放，放大后再经过检波、视放后加到显示器和自动距离跟踪系统。在显示器上可对波束内空间所有目标进行观察。自动距离跟踪系统只对要进行自动跟踪的一个目标进行距离跟踪，并输出一个距离跟踪波门给角跟踪支路中放，作为角跟踪支路中放的开启电压(平时角跟踪支路中放关闭，只有跟踪波门来时才打开)。这样做的目的是避免多个目标同时进入角跟踪系统，造成角跟踪系统工作混乱。因此进行方向跟踪之前必须先进行距离跟踪，角跟踪去路中放只让被选择的目标通过。回波信号经过检波、视放、包络检波，取出脉冲串的包络；再经锥扫频率调谐放大器，滤去直流信号和其他干扰信号，得到交流误差电压；然后送至方位角相位鉴别器和高低角相位鉴别器。与此同时，与圆锥扫描电动机同步旋转的基准电压发电机产生的正弦电压和余弦电压也分别加到两个相位鉴别器上，作为基准信号与误差信号进行相位鉴别，分别取出方位角及高低角直流误差信号。直流误差信号经伺服放大、功率放大后，分别加于方位角及高低角驱动电动机上，使电动机引回一反馈电压，以限制天线过大幅度的振荡。图中还有自动增益控制电路。图中的自动增益控制电路，用来消除目标距离和目标截面积大小对输出误差电压幅度的影响，使输出误差电压只取决于误差角而与距离等因素无关。为此，要取出回波信号平均值去控制接收机增益，使输出电压的平均值保持不变。

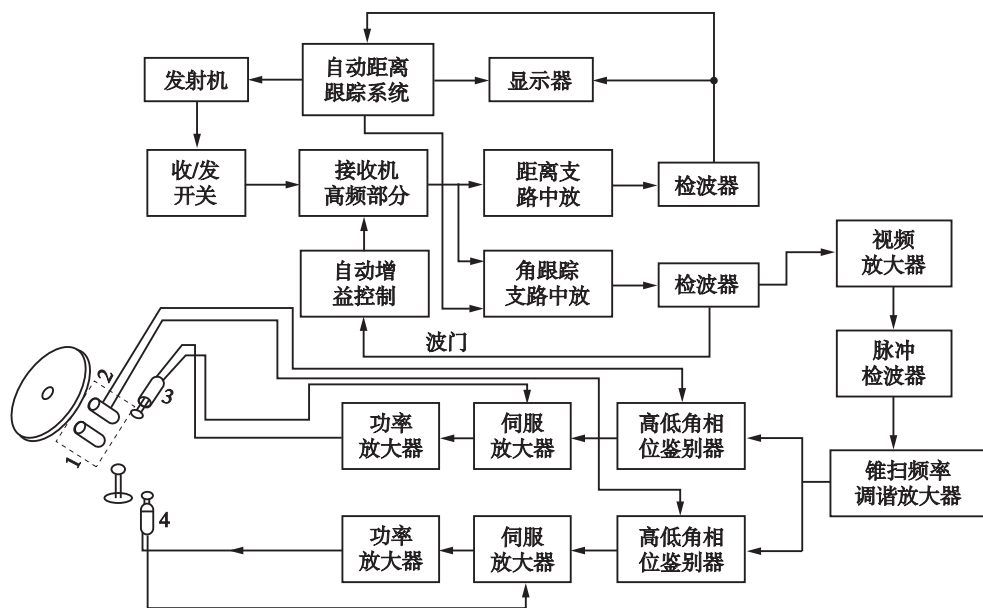


图 7-20 圆锥扫描雷达组成方框图

- 1—圆锥扫描电动机；2—基准发电机；
3—高低角驱动电动机；4—方位角驱动电动机

2. 单脉冲自动测角

单脉冲自动测角技术属于同时波瓣法，即在同一个角平面内，两个相同的波束部分重叠，其交叠方向即为等信号轴；将两个波束同时收到的回波信号进行比较，就可取得目标在这个平面上的角误差信息；然后将此误差信号放大变换，加到伺服机构，以控制天线朝着减

小误差方向运动。天线所指方向即为目标方向。采用单脉冲测角技术的雷达也称为单脉冲雷达。由于两波束同时接收回波，故单脉冲雷达获得目标角误差信息的时间可以很短。理论上讲，只要分析一个回波脉冲就可以确定角误差的大小和方向。由于测角体制的优势，单脉冲雷达的测角精度、测角实时性、抗干扰性能等都比圆锥扫描雷达要高得多。由于提取角误差信号的方法不同，单脉冲雷达还分为比幅单脉冲雷达、振幅和差式单脉冲雷达、相位和差式单脉冲雷达等。

如图 7-21 所示，振幅和差式单脉冲雷达天线在一个角平面内有两个部分重叠的波束，即波束 1、波束 2。振幅和差单脉冲雷达取得角误差信号的基本方法是先将这两个波束同时收到的回波信号进行和差处理，分别得到和信号与差信号，与和差信号相对应的和差波束如图 7-21b 和 c 所示，其中差信号即为该平面的角误差信号。

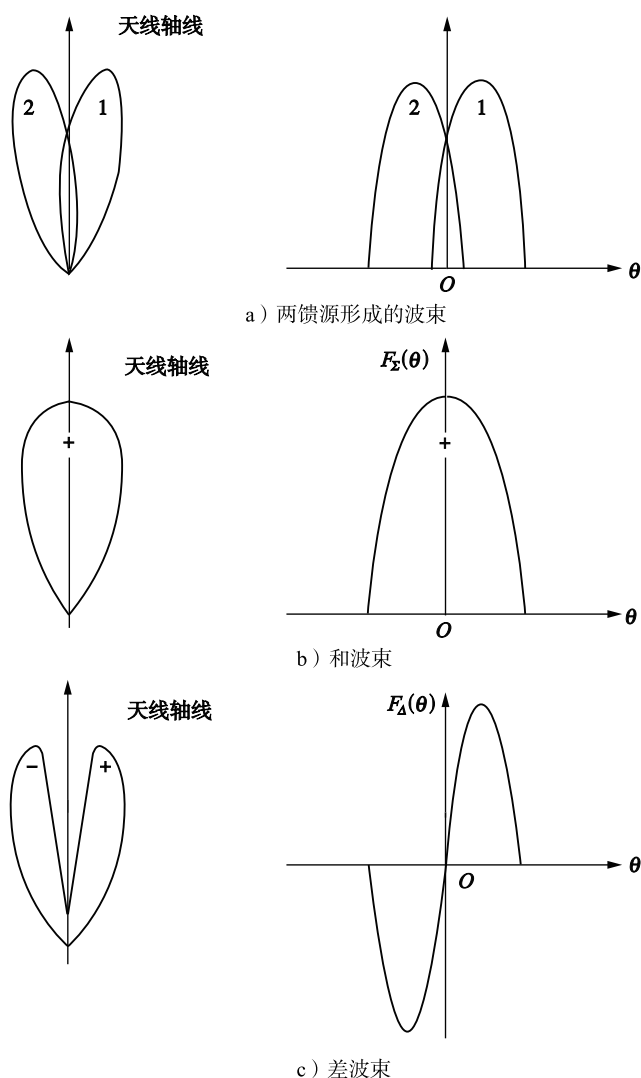


图 7-21 振幅和差式单脉冲雷达波束图

若目标处在天线轴线方向(等信号轴), 误差角 $\varepsilon = 0$, 则两波束收到的回波信号振幅相同, 差信号等于零; 若目标偏离等信号轴, 误差角 ε 不为零, 则两波束收到的回波信号振幅不同, 输出信号的振幅与 ε 成正比, 而符号(相位)由偏离方向决定。和信号除用作目标检测和测距跟踪外, 还作为提取角误差信号的相位基准。

第四节 毫米波导引头

毫米波导引头是 20 世纪 70 年代以来得到迅速发展的新一代导引头, 主要工作于波长为 3mm 和 8mm 的大气窗口波段。它相对于激光、红外导引头来说, 具有抗烟雾、云雨, 适应恶劣战场环境的突出优点; 相对于微波导引头来说, 又具有工作频带宽、天线波束窄、体积小、质量轻的优点。因此, 在用于恶劣战场环境的小型制导武器方面, 它特别受到重视。

一、工作原理与基本组成

毫米波雷达导引头主要用于末段制导, 其工作方式如图 7-22 所示。图 7-23 所示为末制导导引头的工作过程。首先发射装置将导弹投入预定的捕获区, 使之指向目标区域, 然后导弹以完全自主的方式去搜索、探测、分辨和跟踪目标。图 7-24 给出了小直径导弹的基本构成简图, 其中天线罩、天馈系统、毫米波前端、发射机、接收机(包括频率源)、信号处理机、伺服电路与机构以及专用电源装置是导引头的主要组成部分。

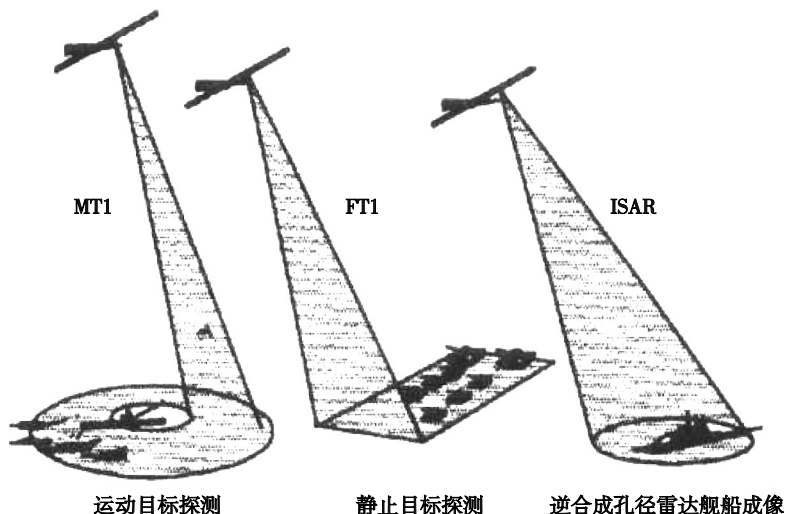


图 7-22 毫米波雷达导引头三种工作方式示意图

二、设计要素与关键技术

毫米波雷达导引头, 因对其功能和使用条件要求的不同而有很大差异, 在设计中必须针对下列因素做不同的考虑。包括: 捕获区的大小、导弹主目标的斜距、导弹的速度(特别是

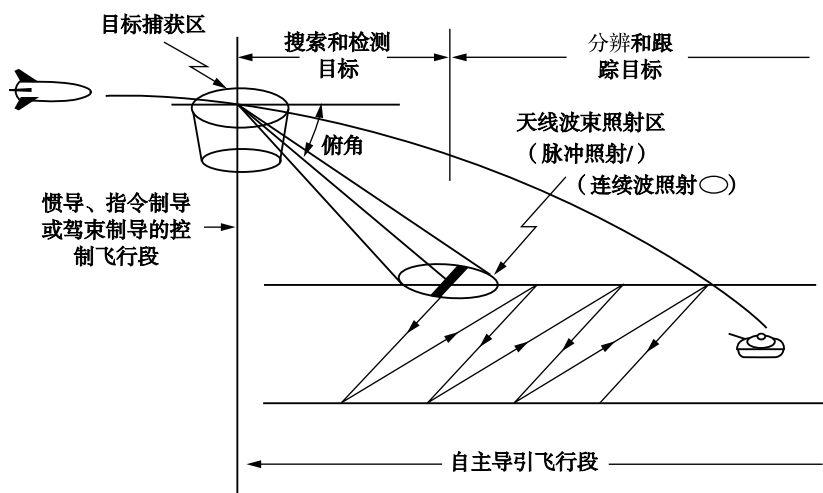


图 7-23 末制导导引头的工作过程示意图

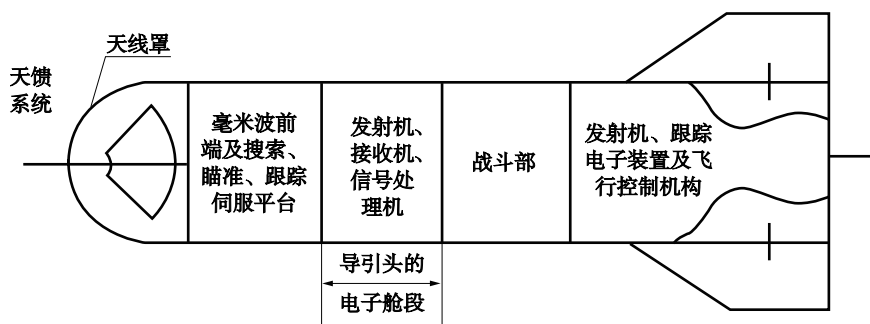


图 7-24 小直径导弹的基本构成简图

末速度)、搜索区域的大小、背景杂波环境、目标的雷达散射特性和辐射特性、相对目标姿态位置的导弹弹道和攻击角、气象条件和战场环境等。

为了研制出性能良好的毫米波导引头，必须具备一定的技术基础，其中关键技术有：

1. 包括天线罩和伺服机构在内的毫米波天馈系统

天线罩必须能耐高温，使导引头免受损坏，同时还要求毫米波具有良好的透过率和很小的误差斜率。天线一般有抛物面天线和单脉冲平板阵列天线两种，前者易加工、价格便宜、频带也较宽；后者易综合设计、效率较高、副瓣电平低，但微带阵列插损较大。伺服平台一般由高精度常平架机构及天线伺服系统两部分组成，对于末制导炮弹导引头中的伺服平台来说，有耐高过载的特殊要求。

2. 高性能的毫米波源

包括振荡器、频率综合器和功率放大器。采用新型快速频率合成技术是实现信号相干发射与接收的重要条件。

3. 高灵敏度的毫米波接收装置

接收机前端一般采用包括低噪放 ($NF \leq 2\text{dB}$) 毫米波混合集成电路, 接收机动态范围大于 80dB 。对于采用单脉冲比幅测角的接收机来说, 三通道幅度的不一致性通常要求小于 1dB , 相位不一致性小于 15° 。

4. 信号处理机

主要由大规模集成的专用信号处理模块构成, 它完成角度测量和数字 AGC 功能, 进行距离预定、目标识别及跟踪, 并实现导引头系统的逻辑管理控制。

5. 毫米波集成技术(包括混合集成与单片集成技术)

这是减小体积、减轻质量、提高可靠性、降低成本的关键。

6. 抗干扰技术

抗干扰是一个广泛的概念, 它包括使敌方电子干扰减弱和失效的一切行为, 除电子方法外, 还包括战术、运用等方面的问题。在电子技术方面, 就导引头而言, 主要有频域、时域、空域和极化域几个方面的抗干扰措施, 它们可通过总体和天馈、接收、发射、信号处理等分系统的优化设计来实现。

三、典型应用

在各类打击武器装备中, 毫米波雷达导引头的应用大致分为以下三类:

1. 机载的空—空、空—地导弹中的毫米波导引头

对这种导引头要求具有发射后不管、全方位探测(特别是良好的低空及下视性能)和与初段惯导/中段指令制导相配合实现远程攻击的能力。为达到此要求, 它常采用脉冲多普勒工作体制。在这种体制下, 足够高的脉冲重复频率可保证对杂波或观察的目标都没有测速模糊。利用以 FFT 为核心的频域信号处理技术, 可实现脉冲频谱单谱线的多普勒滤波与跟踪, 把杂波背景中的目标信号检测提取出来, 同时还利用单脉冲测角方法实现快速和高数据率的精确测角。

2. 末制导炮弹中的毫米波雷达导引头

末制导炮弹是一种在弹道末端能自动搜索、捕获目标并进行精确制导的炮弹, 它的导引头必须承受极大的高过载, 而且在体积、质量和成本上都受到限制。常规弹药口径较小, 大部分导引头均采用工作于 3mm 波段的探测器。由于红外/毫米波复合制导在全天候及抗干扰等方面的优越性, 近年来受到了极大重视, 在末制导炮弹中也得到了应用。复合导引头中的毫米波探测器多工作在 3mm 波段, 红外探测器多工作在 $3 \sim 5\mu\text{m}$ 和 $8 \sim 14\mu\text{m}$ 波段。充分发挥两类探测器的优势互补性是设计这类导引头的关键。

3. 拦截战术弹道导弹系统中的毫米波雷达导引头

在现代局部战争中, 战术弹道导弹是构成主要威胁的进攻武器。对付这一威胁的反导武器自然也就特别受到重视。在这方面, 毫米波主动寻的制导有许多优势, 成为一种优选体制。例如, 美国的“爱国者”改进型 PAC-3 就是在原来 C 波段半主动导引头的基础上, 增加 Ka 波段的毫米波导引头。它采用主动寻的单脉冲多普勒体制, 兼有角度和速度跟踪。

第八章 执行机构

第一节 概 述

制导弹药执行机构是操纵弹体飞行姿态的部件，是制导弹药控制系统的重要组成部分。弹体飞行姿态的操纵是通过执行机构改变制导弹药的空气动力特性或发动机推力矢量的大小、方向来实现的。

执行机构可以分为三类。一类为舵机执行机构，它是通过操纵舵面改变弹体空气动力特性来实现的。第二类为推力矢量执行机构，它是根据指令要求，改变从推力发动机排出的气流方向，从而对弹体姿态进行控制的执行机构。它的优点是有自己的发动机和能源，不依赖于外界气动力，它能控制低速或无空气情况下飞行器的姿态。缺点是发动机停止后就不起作用，它主要有燃气舵、扰流片推力矢量控制、摆帽式推力矢量控制等机构。第三类为直接力控制式执行机构，它是利用制导弹药推进剂燃气的直接反作用效应来产生横向机动控制力和控制力矩的执行机构，其特点是小型、轻质、快响应、短脉冲、多管化和模块化，它的结构方案大体可以分为两类，一类是由沿弹体周围圆周分布的多台小脉冲发动机组成的系统，另外一类是由以燃气发生器作为控制动力源，以阀门喷嘴组件作为射流阀内执行机构的系统。

在三类执行机构中舵机执行机构目前应用较多。

第二节 舵机执行机构

一、舵机执行机构的含义及舵机分类

舵机执行机构(也称舵机、舵系统)是根据制导弹药的控制信号，或测量装置输出的稳定信号，带动操纵机构动作，产生所需的操纵力矩，使弹体的姿态作相应变化，以控制和稳定弹体飞行的装置。

执行机构一般由放大变换器、驱动装置、操纵机械和反馈元件等组成，如图 8 - 1 所示。该闭合回路也称为舵回路。

舵机系统的控制方式可分为闭环系统和开环系统。闭环伺服系统由变换放大器、驱动装置、操纵机构、反馈元件、舵面等组成闭合回路。

舵机开环系统除了没有反馈元件外，其余和闭环系统基本相同。闭环系统的控制品质上(如精度、响应速度等)较开环系统优越，但开环系统结构较闭环系统简单。在控制品质能达到指标要求的情况下应尽量选择开环系统。

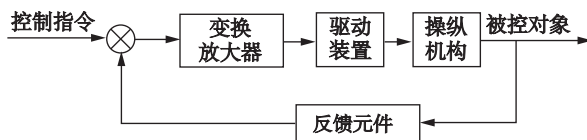


图 8 - 1 执行机构组成

变换放大器一般为各种阀门、变换放大电路等，驱动装置多采用作动筒、电磁铁，操纵机构可以是曲柄、连杆等各种控制器件。

放大变换器的作用是将输入信号和反馈信号综合、放大，并根据舵机的类型，将信号变成舵机所能接收的形式。反馈元件的作用是将执行机构的输出量反馈到输入端，使执行机构成为闭环调节系统，用来改善执行机构的调节质量。

按工作原理，舵机可分为比例式舵机、继电器式舵机、脉宽调制舵机。

比例式舵机，也称线性舵机，一般是指其输出受到输入信号连续成比例地控制的舵机系统。继电式舵机对应于开/关输入信号，输出也是二位置的控制方式，舵翼的工作状况是在舵摆角的两个极限位置做往复运动，其在两个极限位置所停留时间的长短由指令信号控制，产生平均控制力以操纵弹体运动。脉宽调制舵机是将输入模拟信号由脉宽调制器转换为宽度与输入量成正比的脉冲信号，使舵机的伺服机构工作在脉冲调宽状态，最后由一个低通滤波器将脉宽调制信号还原为模拟信号去控制舵片。

按能源形式，舵机可分为电动舵机、气动舵机和液压舵机等。液压舵机主要用在大型导弹上，对制导弹药而言，舵机的主要形式是前二种。

二、电动舵机

电动舵机以电能作为能源。它是自动驾驶仪最早采用的舵机形式，这是与当时的技术有关的，但由于其本身的缺点，随即被气动舵机、液压舵机所取代，随着新型电磁材料和高性能电机等的问世，电动舵机性能大大提高，又得到重新应用。

电动舵机按结构形式可分为电磁式和电动式两类。电动式舵机按伺服电动机的控制方式又可分为直接控制式和间接控制式两种。前者是直接控制伺服电动机，后者用电磁离合器进行控制。

电动舵机的主要优点是结构简单、故障率低、可靠性较高；加工精度要求较低，因而成本较低；使用和维护方便；不需要能源转换，因而质量、体积较小。电磁式舵机输出功率较小。电动式舵机由于伺服电动机的电气时间常数和机械传动惯量都比较大，因而快速性较差，即通频带较窄；输出功率因受到电机功率的限制，而电机输出功率增加，其体积、质量就加大。因此，电动式舵机一般适合于在中、小功率，快速性要求不高的低速导弹上使用，如亚音速飞航导弹、反坦克导弹等。

下面以电磁式舵机为例来说明的电动舵机的工作原理。

电磁式舵机以电磁力为能源，结构简单，质量轻，能耗小，可靠性高，但输出功率小。它实际上是一个电磁机构，通常只工作在继电状态，用以驱动扰流片或控制发动机喷流偏转器。电磁式舵机主要应用于小型战术导弹上，如反坦克导弹：法国的SS11、SS12，法国、西德联合研制的霍特、米兰都采用电磁式舵机系统。

如图8-2所示为一种扰流片的电磁式舵机，这种舵机有两个电磁铁线圈1和2，电磁铁线圈的开关由继电器控制。继电器有两组线圈 W_c 和 W_0 ，从

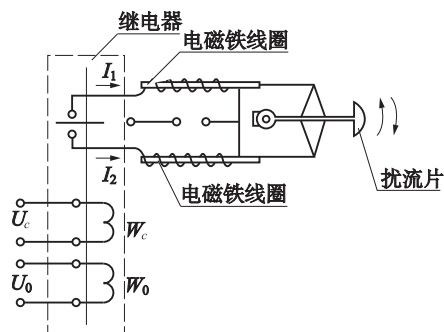


图8-2 电磁式舵机工作原理

控制线路来的信号 U_c 加到线圈 W_c 上, 锯齿波形的电压 U_0 加到线圈 W_0 上。每当总的安匝数 $AW = AW_c + AW_0$ 改变符号时, 继电器的触点就转换。在 $U_c = 0 (AW_c = 0)$ 的情况下如图 8-3a 所示, 继电器的触点在上、下位置停留的时间相同, 从而流经电磁铁线圈 1 和 2 的电流脉冲 I_1 和 I_2 的持续时间相等。电磁铁 1 工作时, 扰流片 4 偏向上方, 电磁铁 2 工作时, 扰流片 4 偏向下方。由于扰流片位于上、下位置的时间一样, 故扰流偏转所产生的操纵力矩平均值等于零。

当存在信号电压 U_c 时, 如图 8-3b 所示, 则表示触点的转换不是发生在点 1 而是在点 2, 扰流片在上部停留的时间为 t_2 , 在下部停留的时间为 t_1 , $t_1 > t_2$ 。这样, 扰流片的平均力矩是向下的力矩。如果 U_c 的符号改变, 有 $t_1 < t_2$, 则扰流片的作用效果相反。

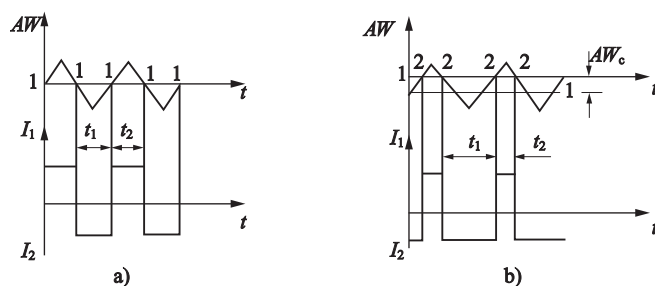


图 8-3 电磁铁线圈中的电流变化

三、气动舵机

气动舵机根据气源形式可分为冷气舵机、冲压式舵机、燃气舵机。按照伺服阀分类有滑阀式、球阀式、喷嘴/挡板阀式、射流管式舵机。按照控制方式, 可分为线性、继电器式和脉宽调制式舵机。

(一) 冷气舵机

冷气舵机采用蓄压气瓶中储存的高压气体作为驱动制导弹药舵面偏转的初始能源。高压气体一般采用空气、氮气或氦气等。蓄压气瓶一般为圆球形、圆柱形、环形。如图 8-4 所示为冷气舵机的系统原理。

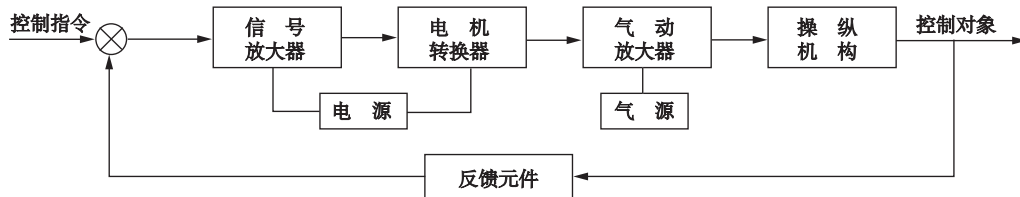


图 8-4 冷气舵机系统原理图

1. 球阀或气动舵机

下面以球阀式气动舵机为例, 说明其工作原理。

如图 8-5 所示的是以高压氦气为能源的球阀式舵机控制执行机构。这是一种继电式舵机，由压力容器(气瓶)、电爆阀(开瓶装置)、调压器(减压阀)和四个作动器组成。每一个作动器由螺管式电磁转换器、球阀气动放大器和气动作动筒组成。

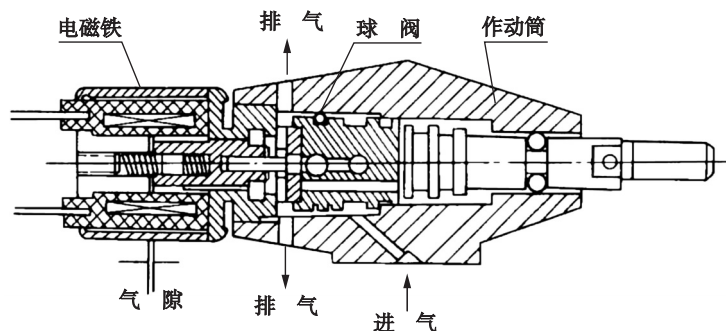


图 8-5 球阀式舵机组成

高压氦气从气瓶中放出，经减压阀减至工作气压后，进入电磁阀—作动筒，其中，一路通差动气缸有杆腔，一路通二位三通球阀。当电磁铁不通电时，钢球被电磁铁中的弹簧压在阀座上，由于弹簧力大于气压的作用力，气流被堵。同时，气缸无杆腔通过球阀上的通气孔与大气相通，由于活塞两端的压力差作用，活塞处于缩回位置。当电磁铁通电时，电磁吸力和气压作用力之和大于弹簧力时，钢球被压到槽垫上，堵死与大气的通气孔，高压气体进入气缸无杆腔，两腔压力相同，但由于无杆腔面积大于有杆腔面积，产生推力使活塞伸出。

给电磁铁一定频率的方波信号，实现球阀的“开/关”操作，从而通过活塞、连杆带动舵面从一个极限位置偏转到另一个极限位置。

球阀式舵机的特点是：工艺性好、加工精度低，密封性好，不易污染；采用氦气作为工作介质，质量小、压缩性好、充放气速度快、时间特性好。

2. 典型舵机

末制导炮弹的舵机采用了球阀式，它以高压空气作为能源，其工作方式脉宽调制式。舵机由本体、气瓶、开瓶装置、两个减压阀和四个作动器组成，每个作动器又由电磁铁、球阀气动放大器和气缸组成。

舵机工作原理如图 8-6 所示，其工作原理如下。

按程序点燃舵翼张开机构的电起爆器和开瓶装置电起爆器，打开解脱机构，舵片张开。同时，打开气瓶膜片，推动顶杆，推开钢球，压力为 40MPa 的压缩高压气体从气瓶放出，经减压后，气体压力稳定在 4~5MPa 之间的某个压力值上，该工作压力的气体输送到二位三通球阀内。当控制同一转轴的两个电磁阀不通电时，钢球被顶针上的弹簧压到阀座上，无杆端活塞腔与大气相通，两活塞均处在中间位置(由联动结构限定的)，这时舵片无偏转(为零度)。当其中一个电磁铁通电时，另一个电磁铁必须处于断电状态。通电的电磁铁打开球阀，高压气体进入活塞腔，在压力作用下推动活塞伸出到位，同时带动舵片偏向一边(+5°)。断电时，关闭球阀，活塞腔内高压气体排出，弹簧反力将活塞推回到中间位置，舵片也恢复到零位。反之，通电时舵片偏向另一边(-5°)，断电时舵片又回到零位，即舵片可停留在三个位置上，即正偏到位、负偏到位和零位。

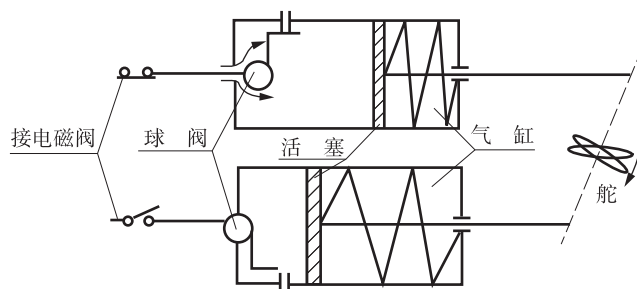


图 8-6 舵机工作原理图

(二) 冲压式舵机

冲压式舵机，是利用弹体在大气中飞行时引入高速气流转换而成的滞止压力作为舵机工作能源。

冲压式舵机取消了一般气动舵机系统的能源部件，如压缩气瓶、电爆阀、减压阀、燃气发生器、过滤器等，因而质量、体积大大减小，成本降低，系统简单，节省系统能源需求。冲压式能源压力的高低与飞行速度成正比，从而使舵机的负载力矩与飞行速度相匹配。

某炮射导弹冲压式舵机工作原理如图 8-7 所示。

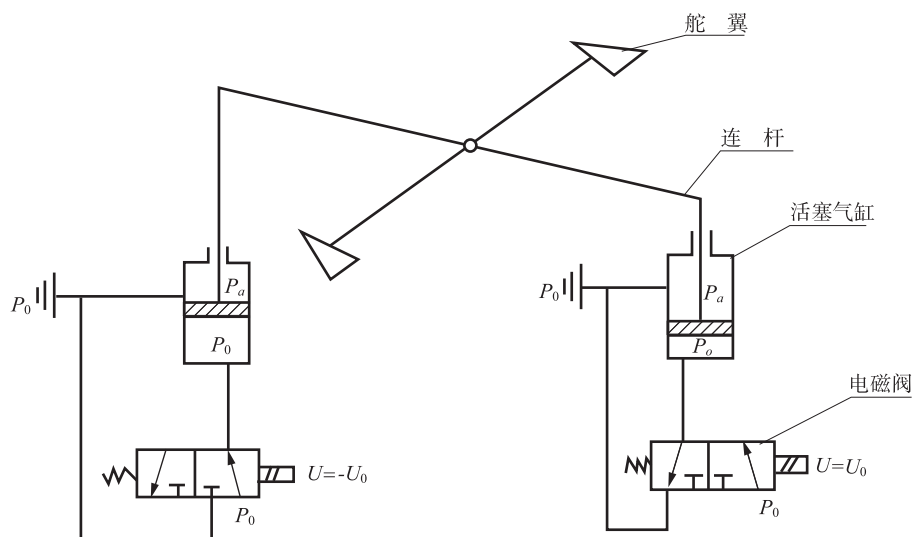


图 8-7 舵机工作原理图

炮弹飞行过程中，前面的压缩空气经过弹体头部的进气孔和由外整流罩与战斗部罩所形成的环状通道进入舵机舱段高压区，转换为执行机构工作的能源，带动舵机运动的是以压缩空气为能源的电磁阀控缸执行机构。一个电磁阀控缸完成舵翼顺时针方向转动，另一个完成反时针方向转动。当线圈通电时，电磁铁吸衔铁使进气节流口封闭，排气节流口开启，气缸腔内压力气体排入大气。当线圈不通电时，电磁铁对衔铁无吸力，衔铁在弹簧作用下被顶开，使进气节流口开启，排气节流口封闭，舵机舱内压力气体进入气缸腔。衔铁随输入方波

信号高、低电位做往复运动，进、排气节流口与信号同频率地开或关。气缸活塞为“皮老虎”型气缸。活塞固结在皮碗上，无需外力作用，活塞借助于皮碗本身的回缩力就能退回原位。当气缸腔内具有一定的压力气体时，由于活塞有杆一端为低气压，在压力差作用下，活塞克服皮碗收缩力伸出，活塞杆的凸盘与力臂连杆接触，再克服负载力，使舵轴转动，从而带动舵翼摆动。当气缸腔与低压区连通时，活塞两端均为低气压，活塞上无作用力，活塞依靠皮碗本身回缩力缩回。

第三节 推力矢量执行机构

根据指令要求，改变从推力发动机排出的气流方向，对飞行器姿态进行控制，这种方法称为推力矢量控制。推力矢量控制有自己的发动机和能源，不像空气舵那样依赖于外界气动力，它能控制低速或无空气情况下飞行器的姿态，其缺点是发动机停止工作后就不起作用。

通常，战术导弹，例如反坦克导弹、空—空导弹，由于飞行的机动性高，要求的侧向力大。这类导弹的发动机工作时间短，且对发动机性能要求(如质量比、比冲等)不太严格。故大多采用结构简单、适合短时间工作、成本低又能产生较大侧向力的推力矢量控制装置，例如燃气舵、扰流片、摆帽等。下面对这些推力矢量控制技术的原理及应用情况进行介绍。

一、燃气舵

燃气舵是最早应用于导弹控制的一种推力矢量式执行机构。其基本结构是在火箭发动机喷管的尾部对称地放置四个舵片。对于一个舵片来说，当舵片没有偏转角时，舵片两侧气流对称，不会产生侧向力；当舵片偏转某一角度时，则产生侧向力。当四个燃气舵片偏转的方向不同时，可使飞行器产生俯仰、偏航及滚动三个方向所需要的侧向力。燃气舵的剖面大多采用对称的菱形翼面，如图 8-8 所示。

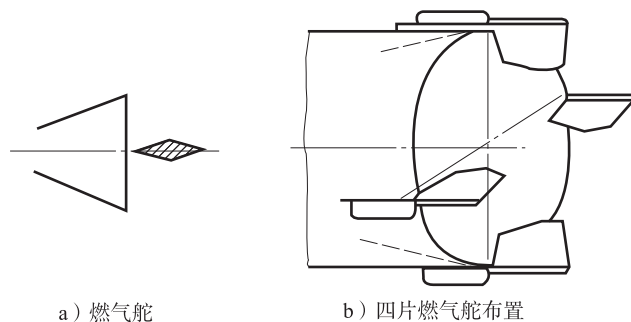


图 8-8 燃气舵原理

燃气舵在偏转为零时也存在相当大的阻力，即存在较大的推力损失，这是燃气舵的一个主要缺点。

燃气舵具有结构简单、致偏能力强、响应速度快等优点。但燃气舵的工作环境比较恶劣,存在着严重的冲刷烧蚀问题,不宜长时间工作,所以燃气舵一般用于战术导弹的推力矢量控制,如法国的 MICA 空—空导弹采用燃气舵来对导弹进行姿态控制。

二、扰流片推力矢量控制

扰流片推力矢量控制是一种在战术导弹上应用较多的控制方式,其原理是采用一定形状的叶片(或挡板),在喷管出口平面上移动,部分地遮盖喷管出口面积,使喷气流受到扰动,在喷管扩张段内产生气流分离和激波,形成不对称的压力分布和喷气流偏转,从而产生侧向控制力,如图 8-9 所示。

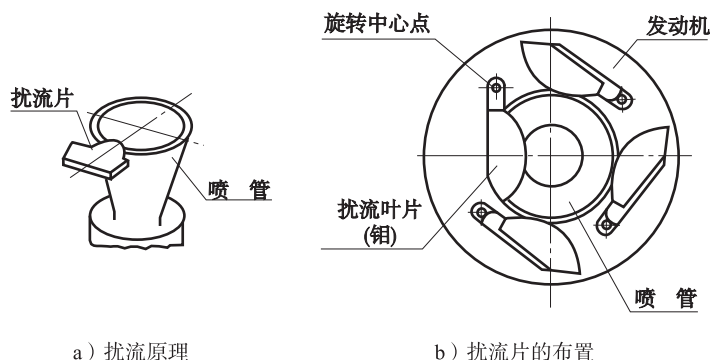


图 8-9 扰流片推力矢量控制

扰流片推力矢量控制一般是通过两对(每对由对称的两片组成) 90° 安装的扰流片相互配合,实现俯仰和偏航控制。扰流片推力矢量控制结构简单,质量轻,所需要的伺服系统功率小,并且致偏能力强,能产生较大的侧向力,因此导弹的机动过载能力很强。另外,它的响应速度快,可达 15Hz 以上,这对要求响应快的导弹是非常有利的。

但扰流片推力矢量控制也有其缺点,主要是推力损失大;另外,扰流片只能放在喷口周围,使导弹底部面积增大,且喷管膨胀比减小。

俄国的 R-73 近距格斗空—空导弹、法国的米兰、霍特反坦克导弹都使用了扰流片推力矢量控制技术。

三、摆帽式推力矢量控制执行机构

摆帽的原理是在喷管出口处安装一筒形帽,由伺服机构驱动它沿一个方向转动,从而改变发动机主气流的方向,产生侧向控制力,其原理如图 8-10 所示。

摆帽推力矢量执行机构可产生很大的侧向力,且结构简单,响应较快,与喷管连接处无须密封,其缺点是推力损失较大。由于摆帽只能沿一个方向转动,在实现全姿态控制时,需要导弹做低速旋转,因此常用作小型战术导弹的姿态控制。

图 8-11 所示为某反坦克导弹的摆帽执行机构伺服系统的工作原理,它是一个电磁阀控缸式伺服系统。当控制信号输入到电磁铁时,按其极性不同,两端线圈交替接通,衔铁可带动滑阀移动,从而控制高压燃气进入作动筒的左腔或右腔,推动活塞运动,作动筒内的活塞

再带动摆帽转动，从而改变火箭发动机喷管的气流方向。此执行机构控制的摆帽可摆动 $\pm 14^\circ$ ，最大侧向控制力为 34.2N。

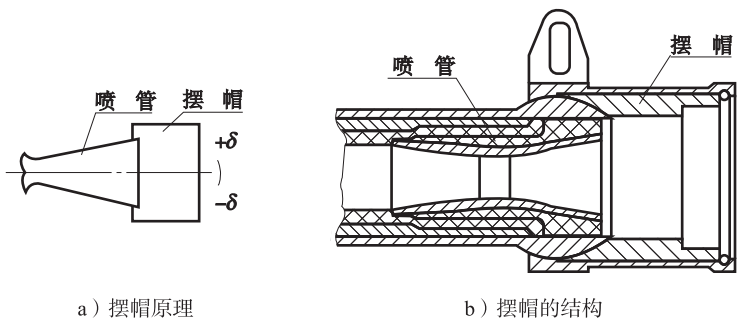


图 8-10 摆帽原理及结构

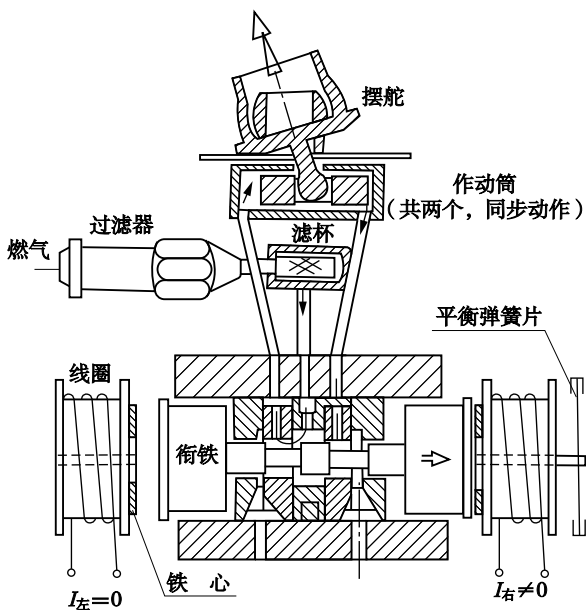


图 8-11 摆帽伺服系统结构

第四节 直接力控制式执行机构

一、概 述

利用制导弹药推进剂燃气的直接反作用效应来产生横向机动控制力和控制力矩的执行机构称为直接力控制式执行机构。它们可用于实现被控弹药的轨道控制、姿态控制或者两者的联合控制。当仅用于轨道控制时，它们通常位于制导弹药的质心附近。直接力控制的特点是小型、轻质、快响应、短脉冲、多管化和模块化，其应用对象广泛，特别适用于反应迅速、

可多方部署的近程战术武器系统。根据对国内外调查的不完全统计,此类执行机构已用于十余种武器系统的研究和开发。例如,美国用于反坦克、反直升机的高速动能导弹系列 QUICK—SHOT、HVM 和 KEM,英国通用前沿导弹 CFAM,法国的超高速反坦克导弹,意大利的 76mm 反直升机舰炮,瑞典的末制导反坦克自寻的追击炮弹 Strix,美国和以色列的多管简易控制的远程火箭系统 MARS 和 LAR—160 等。它们的结构方案大体可以分为两类:一类是由沿弹体周围圆周分布的多台小脉冲发动机组成的系统;另一类是以燃气发生器作为控制动力源、以阀门喷嘴组件或射流阀作为执行机构组成的系统。前者多用于旋转弹(单轴稳定)飞行系统,后者则多用于非旋转弹(三轴稳定)飞行系统。

二、固体脉冲推力器式执行机构

对于旋转稳定的飞行器而言,垂直施加在弹轴上的控制力必须具有很短的脉冲才能获得有效的控制效果。利用小型固体火箭发动机发出的脉冲冲量实现这种简易控制是一种较理想的技术,因为它具有结构简单、工作可靠、质量轻、响应快、成本低和效费比高等优点。但由于固体火箭发动机一次性工作的特点,需要有多组短脉冲的有序组合才能完成稳定控制的任务,因此必须在有限的弹体空间内布排下多台尺寸很小的微小型发动机,组成整个脉冲推力器组。

推力器组的总体布局有两种主要形式,即中心辐射式和圆周集束式,如图 8-12 所示。前者每个推力器均为径向布置,其燃烧室与喷管同轴,称为 I 型推力器;后者燃烧室轴线与弹轴平行,而与喷管轴相垂直,称为 T 型推力器。采用圆周集束式的排列方式,每个推力器可以发出较大冲量,但难以在弹体圆周上布排下很多的推力器。若采用中心辐射式的排列方式,则因为推力器的尺寸和长度可设计得较小,有可能在靠近弹体质心附近的较短舱段内集中布置下全部推力器。如果设计要求控制冲量有变化,这种布排方式只需适当增加或减少排列的圈数即可灵活地满足设计要求。中心辐射式的布排方式,其推力器数量可从几十个到几百个不等,视控制任务的要求而定。由于这种设计有很大的灵活性,加上其控制舱段的空间利用率很高,国外同类导弹推力器组的布排方案基本上都采用这种方案。图 8-13 所示为美国 HVM 超高速动能导弹的实物模型,从图上可以看到在弹体质心前部圆周上均布的多个微型推力器的喷口。

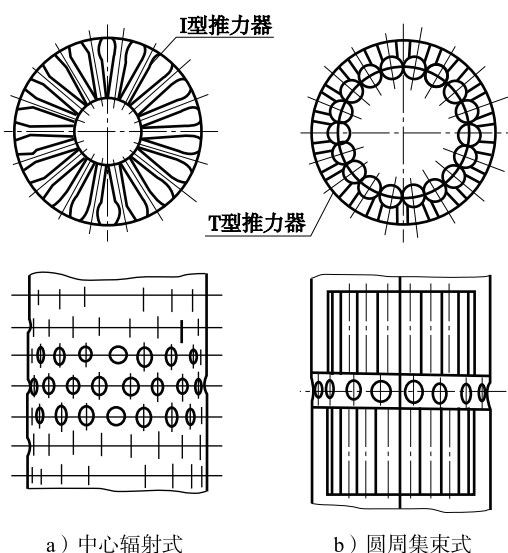


图 8-12 脉冲推力器组总体布局的两种主要形式

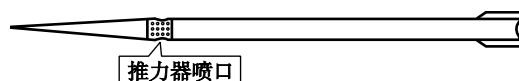


图 8-13 HVM 超高速动能导弹实物模型

固体脉冲推力器的主要结构形式有两种：一种称为点火具式脉冲推力器；另一种称为发动机式脉冲推力器。

（一）点火具式脉冲推力器

点火具式脉冲推力器的结构类似于固体火箭发动机的点火具，由点火头（发火管）在高压下直接点燃推进剂药粒，药粒产生的燃气将密封膜片冲破，然后经喷管排出，产生反作用推力。这种推力器的主要特点是工作时间极短、冲量很小，若药粒在点火具壳体内已充分燃烧，则推力器的破膜过程类似于高压发动机的排气过程。

（二）发动机式脉冲推力器

这种推力器是固体火箭发动机的小型化或微型化，它具有固体火箭发动机工作的全部主要功能。与点火具式推力器相比，发动机式脉冲推力器的工作时间相对较长（约几毫秒至十几毫秒），冲量相对较大（约几牛秒至几十牛秒），而推力器组中推力器的数量可减少。按点火位置的不同将其结构形式又可分为头端点火型和尾端点火型两种。头端点火型必须采用侧面燃烧型装药，而尾端点火型则可采用端燃型装药以提高装填密度，且可使推力器总长缩短，但后者带来的问题是点火具的布线困难和要求推进剂有很高的燃速。

三、燃气发生器—阀门组件式执行机构

若飞行器飞行时采用不旋转的三轴稳定方案，上述周向均布的多台小型脉冲推力器的利用效率将明显降低，且飞行器的滚转运动难以控制，此时宜采用燃气发生器加多个阀门喷嘴组件或多个射流阀组件作为执行机构。当然它们有时也可用作旋转飞行器的执行机构。

（一）燃气发生器——阀门喷嘴组件

此类组件多用于三轴稳定的飞行器，如美国海神（Poseidon）潜地导弹弹头的末助推系统就采用了两个燃气发生器加四套整体阀门组件，每套阀门组件各控制四个喷嘴，实现对母舱的轴向推力和姿态的控制，其控制喷嘴的阀门多采用针栓式，用比例式调节的工作方式，即通过制导系统发出的，阀门调制指令，改变阀门的开启度，从而改变所需的燃气流率和控制力。这种结构质量较轻，结构紧凑，但解决阀门的烧蚀、快速响应、灵活动作和保证密封是研究的技术关键。图 8-14 所示为一种燃气发生器—阀门喷嘴组件的结构方案示意图。图中的燃气发生器采用固体端燃药柱，图示的四套阀门喷嘴组件布置在飞行器质心平面上，可实现飞行器的轨控功能。飞行器的姿态控制尚需在飞行器的前部或尾部安装多套小型的阀门喷嘴组件才能实现。

（二）燃气发生器—射流阀组件

射流阀作为控制力执行机构通常采用大功率超声速双稳元件。图 8-15 所示为超声速双稳元件的典型结构。它是基于过膨胀超声速气流的“分离和再附壁”原理工作的。它可利用周围大气形成的压差进行负压切换，也可利用燃气发生器内的燃气或高压气瓶内的冷气进行

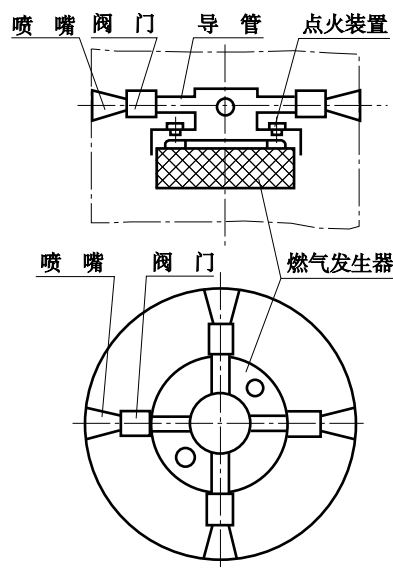


图 8-14 一种燃气发生器—阀门喷嘴组件

正压切换, 以实现主气流的“双稳”态附壁控制, 由元件附壁侧喷出的燃气流就会产生与气流速度方向相反的反作用控制力。该系统通常采用数字式脉宽调制方式工作, 调制频率 30 ~ 80Hz, 最大调制量 60% ~ 80%。射流阀尺寸较大, 质量较重。由于两侧输出力的抵消作用、超声速—气流的拐弯损失以及调制量的限制, 其工作效率较低, 一般不超过 50%。其优点是阀的切换没有可动部件, 可避免喷嘴阀门的烧蚀和密封等问题, 且可实行滚转控制。美国的炮兵多管火箭系统(MARS)、以色列的 LAR—160 多管火箭系统等均采用这种结构形式。

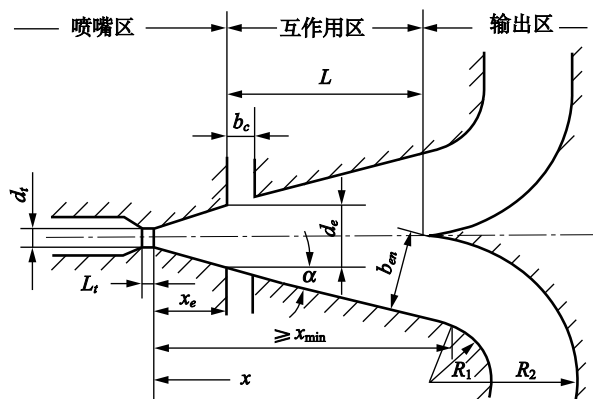


图 8-15 超声速双稳元件的典型结构

要控制大功率超声速双稳射流元件正常工作, 需要将来自信号接收装置的微弱控制信号逐级放大到足以能控制执行元件正常切换的程度, 因此在执行元件前还需控制信号的放大装置。它们可以是电磁式的, 也可以是射流式的。图 8-16 所示为四个末级大功率超声速双稳元件的结构方案布置图。图中的燃气发生器采用固体星孔内燃药柱, 燃气发生器产生的高速燃气流通过双稳元件的输出腿喷出, 产生横向反作用控制力, 可实现对飞行器的轨控和姿控功能。

制导弹药的直接力控制式执行机构中的固体脉冲推力器技术, 以其小型化、轻质化、快响应、短脉冲、多管化、模块化等特点, 在制导兵器 and 小型航天器上得到了广泛应用。现已发展到在各种口径系列的制导炮弹、制导航弹、智能引信和各种拦截武器上用作控制执行机构。只要有高燃速、高能量、低特征信号的推进剂, 以及小体积、快响应、高安全性和高发火能量的点火具的配合, 且有优质、高强度壳体材料及先进的制造工艺和瞬态测试

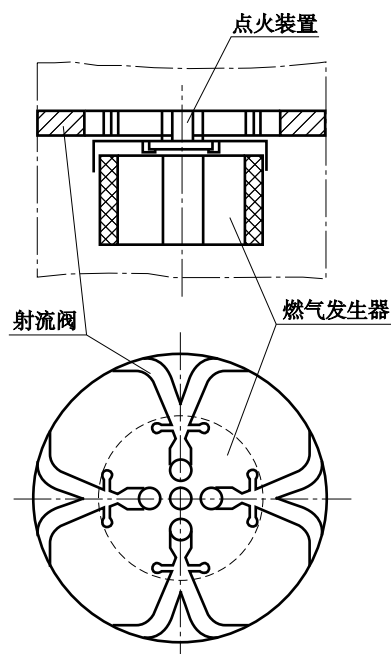


图 8-16 一种燃气发生器—射流阀组件的结构方案

技术的支撑,这一技术定将得到快速发展。而燃气发生器——阀门组件技术,作为另一类直接力控制技术和对固体脉冲推力器技术的补充,也会在飞行器轨控和(或)姿控技术的其他需求(例如远程多管火箭的简易控制)中得到应用和发展。

第五节 对执行机构的要求

由于舵机执行机构目前在制导弹药中应用较多,因此本节所述对执行机构的要求主要是针对舵机执行机构而言。

对舵机执行机构的要求主要有:

- (1) 足够的输出力矩;
- (2) 舵面有合适的偏转角和角速度;
- (3) 舵回路有足够的快速性;
- (4) 输入输出线性化。

舵机是操纵舵面偏转的,它产生的力矩必须能克服作用在舵面上的气动铰链力矩、摩擦力矩和惯性力矩。为了能够实现导弹所需的飞行轨迹和补偿外干扰力矩的作用,舵机应使舵面产生合适的偏转角,以解决阻力大和控制力小的矛盾。还要求有合适的角速度,以解决控制性能要求高和舵机功率大的矛盾。舵机的快速性和其惯性的大小对舵回路的时间常数有很大的影响。为了保证舵回路有足够的快速性,往往要求舵机有较大的启动力矩和较小的惯量。在操纵弹体时,一般希望输出量和输入量之间呈线性关系,但是,在舵回路中实际上存在一些非线性因素(如摩擦、磁滞、能源功率限制等),所以在舵回路中总存在如非灵敏区、饱和段等非线性情况。在舵回路中,舵机的非线性因素往往又是主要的,所以要尽可能减少这些非线性因素。

第九章 典型自主制导

第一节 惯性制导

一、惯性导航与惯性制导

惯性导航是利用惯性仪表测量载体相对惯性空间的线运动和角运动参数，在给定的初始条件下，输出载体的姿态参数和导航定位参数。惯性导航系统主要用于能人工操纵的载体上，如飞机、舰船等，其作用相当于一个测量装置，它将导航定位参数提供给驾驶员，使载体按一定的航线航行。它还可以将导航定位参数提供给自动驾驶仪，自动引导载体沿预定的航线到达目的地，这时驾驶员只起监控作用。惯性导航系统的工作不依赖于任何外界信息，是一种完全自主的导航方法，能全天候工作。

所谓惯性制导(Inertial Navigation System, INS)，是指利用弹上装置的惯性元件，测量弹体相对于惯性空间的运动参数(如加速度等)，并在给定运动的初始条件下，在完全自主的基础上，由制导计算机计算出弹体的速度、位置及姿态等参数，形成控制信号，以引导弹体顺利完成预定飞行的一种自主制导技术。

惯性制导系统和惯性导航系统的工作状态不同，它是惯性导航与自动控制的结合。它利用导航参数，产生控制载体运动所需的信号，直接控制载体的航迹。惯性制导系统用于无人操纵的运载器上，如弹道式导弹、人造地球卫星和宇宙探测器的运载火箭等。制导系统比导航系统的工作时间短得多，一般只有几分钟。制导系统实际上是为无人驾驶的载体发射进入轨道建立一组精确的轨道初始条件，特别是发动机熄火时的速度及方位是最为关键的制导参数。

惯性制导一个独特的优点是它具有较强的抗干扰能力和良好的隐蔽性。因为它与外界毫无联系，不依赖外界的任何信息，不受外界电磁波、光波和周围气候条件等的干扰，也不向外界发射能量。

惯性制导的另外一个优点是它能提供全球导航能力。因此惯性制导不仅在各类制导弹药、导弹中获得广泛应用，在潜艇、飞机、宇宙飞行器中也得到了广泛应用。

惯性制导的缺点：惯性制导对惯性元件的要求严格，如陀螺仪长时间工作时，会出现陀螺漂移并引起制导误差，时间越长，漂移量越大，使制导误差随之增大。因此惯性制导的距离受到限制。

二、惯性制导基本原理与分类

(一) 基本原理

惯性制导是一种先进的制导方法，但其原理却很简单，那就是通过测量弹体本身的加速度来完成制导任务。牛顿第二定律是它的基础和本质。

根据牛顿第二定律，一个质量为 m 的物体，当受到力 F 作用后，就会产生一个相对于惯性坐标系的加速度 a ，它们的关系为：

$$F = ma \quad (9-1)$$

用加速度计测出运动物体的加速度 a 时, 只要把这个加速度对时间进行一次积分, 即可得到运动物体的速度为:

$$V = V_0 + \int_0^t a dt \quad (9-2)$$

式中 V_0 ——运动物体的初速度。

若对速度 V 积分一次, 即可得到运动物体所经过的路程 S 。

$$S = S_0 + \int_0^t V dt \quad (9-3)$$

式中 S_0 ——以参考点为准计算的路程起始值。

以上所述的是物体沿某一方向运动的情况。如果物体在平面内运动, 其瞬时位置用惯性坐标系坐标 X 、 Y 表示, 就需要用放置在稳定平台上的两个敏感方向互相垂直的加速度计, 测出两个方向的加速度 a_x 、 a_y , 此时运动物体沿 X 、 Y 方向的速度分量为:

$$\begin{cases} V_x = V_{0x} + \int_0^t a_x dt \\ V_y = V_{0y} + \int_0^t a_y dt \end{cases} \quad (9-4)$$

相应的, 运动物体的位置为:

$$\begin{cases} X = X_0 + \int_0^t V_x dt \\ Y = Y_0 + \int_0^t V_y dt \end{cases} \quad (9-5)$$

如果物体在空间运动, 要想测出它在惯性空间的加速度 a_x 、 a_y 、 a_z , 必须把敏感方向互相垂直的三个加速度计放置在惯性空间稳定的三轴平台上, 从而得到加速度矢量 \mathbf{a} 在惯性坐标系三个正交轴上的投影值 a_x 、 a_y 、 a_z , 此时运动物体沿 X 、 Y 、 Z 方向的速度分量为:

$$\begin{cases} V_x = V_{0x} + \int_0^t a_x dt \\ V_y = V_{0y} + \int_0^t a_y dt \\ V_z = V_{0z} + \int_0^t a_z dt \end{cases} \quad (9-6)$$

相应地, 运动物体的位置为:

$$\begin{cases} X = X_0 + \int_0^t V_x dt \\ Y = Y_0 + \int_0^t V_y dt \\ Z = Z_0 + \int_0^t V_z dt \end{cases} \quad (9-7)$$

但加速度计测量的是力, 因此, 它不仅对惯性加速度矢量敏感, 而且还对重力加速度敏感。所以, 加速度计测量的加速度矢量 \mathbf{f} 应为:

$$\mathbf{f} = \mathbf{a} - \mathbf{g} \quad (9-8)$$

式中 f ——加速度计测得的加速度矢量(视在加速度也称比力);

a ——惯性加速度矢量;

g ——重力加速度矢量。

这样,由加速度计测出的加速度,必须去掉重力加速度的影响,才能得到惯性加速度。而重力加速度为弹体在惯性坐标系内位置(或相对地心的位置)的函数。如果采用以发射点为原点的惯性坐标系,设弹体的位移矢量为 S , 则

$$a = \frac{d^2 S}{dt^2} = W + g \quad (9-9)$$

对式(9-9)两次积分,可得弹体的位移矢量 S 。同时,由 S 可计算出重力速度矢量 g 。惯性制导原理如图 9-1 所示。

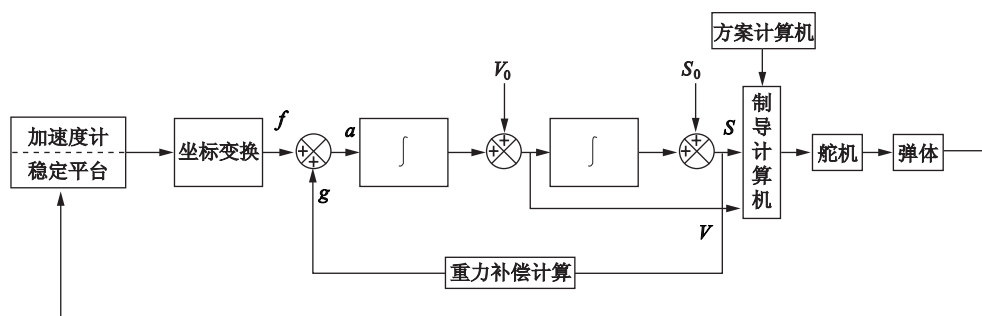


图 9-1 惯性制导原理图

令 $\frac{dS}{dt} = V$, 则式(9-9)变为:

$$\frac{dV}{dt} = f + g \quad (9-10)$$

式(9-9)、式(9-10)中 V 、 f 、 g 、 S 各矢量可表示为:

$$V = [V_X, V_Y, V_Z]^T \quad (9-11)$$

$$f = [f_X, f_Y, f_Z]^T \quad (9-12)$$

$$g = [g_X, g_Y, g_Z]^T \quad (9-13)$$

$$S = [S_X, S_Y, S_Z]^T \quad (9-14)$$

于是可得在惯性坐标系内的投影表达式:

$$\begin{cases} \frac{dV_X}{dt} = W_X + g_X \\ \frac{dV_Y}{dt} = W_Y + g_Y \\ \frac{dV_Z}{dt} = W_Z + g_Z \end{cases} \quad (9-15)$$

式中

$$V_X = \frac{dX}{dt} \quad (9-16)$$

$$V_Y = \frac{dY}{dt} \quad (9-17)$$

$$V_Z = \frac{dZ}{dt} \quad (9-18)$$

而 g_X 、 g_Y 、 g_Z 可由地球的引力场模型算出, 所以 V_X 、 V_Y 、 V_Z 和 X 、 Y 、 Z 可由计算得到, 将得到的 V 、 S 与方案计算机的方案值比较。由制导计算机计算真实弹道和方案弹道的偏差量, 形成引导指令, 操纵舵面偏转, 使弹体按预定的弹道稳定飞行。

由此可见, 一个惯性制导系统应该包括以下几个主要部分:

(1) 加速度计。用来测量弹体运动的加速度。通常应有 2~3 个, 其中第三个是用来测量弹体在垂直方向的速度和高度的。

(2) 陀螺稳定平台。给加速度计测量加速度提供坐标基准, 以保持加速度计在空间的角度位置, 同时从陀螺稳定轴上拾取弹体运动的姿态角信号。稳定平台把加速度计、陀螺仪与弹体运动相隔离。

陀螺稳定平台的示意图如图 9-2 所示。

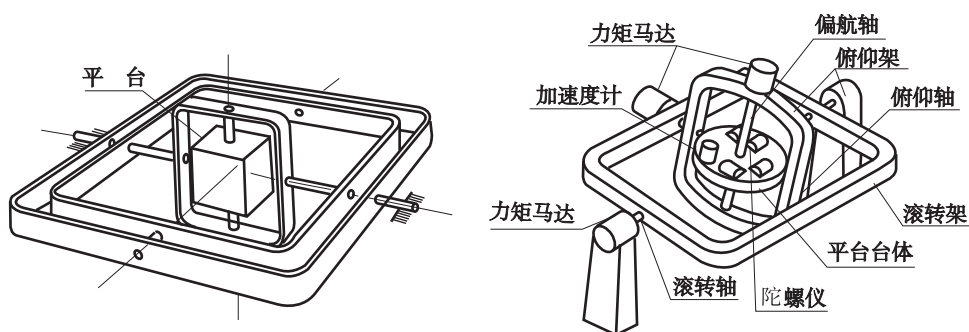


图 9-2 陀螺稳定平台

陀螺平台是由平台台体、陀螺仪、加速度计、平衡环及平台伺服系统等组成。为了使稳定平台能够相对于弹体的三个轴的方向转动, 以保持平台不受弹体姿态的变化而在空间能维持正确的方向, 稳定平台的平衡环至少应有三个。为了避免弹体姿态变化引起某一平衡环转到 90° 锁住(环架自锁)而与另一环相重合时失去一个自由度, 陀螺稳定平台上一一般有四个或五个平衡环。

在这里需要注意的是, 平台并不是靠陀螺的直接动力来稳定方向的。陀螺仪是测量平台方向不稳定误差的敏感元件。当陀螺测量出平台偏离正确位置的方向误差后, 平台是通过一套专门的伺服系统来实现稳定控制的。

(3) 制导计算机。完成制导参数的计算, 形成指令。

(4) 初始条件调整装置。要使惯性制导系统正常工作, 其初始条件必须预先给定, 如初始速度、初始位置; 更重要的是, 在惯性制导系统开始工作时, 对平台的水平(垂直)和方位校准, 这些都是建立计算的初始条件, 如初始条件给得不准确, 惯性制导系统必然会产生初始误差。为消除初始误差, 必须设置初始条件调整装置。

(二) 分类

惯性制导分为框架式惯性制导、捷联式惯性制导、组合式惯性制导三大类。框架式惯性制导, 又称平台式惯性制导, 其核心部件是装有惯性敏感元件(陀螺仪和加速度计)的陀螺稳定平台, 它包括解析式惯性制导、半解析式惯性制导和几何式惯性制导。

解析式惯性制导系统, 又称空间稳定惯性制导系统, 它有一个三轴陀螺稳定平台, 此平台相对惯性空间稳定。在稳定平台上装有三个相互垂直的加速度计, 用来敏感惯性空间三个正交方向的加速度分量。由于惯性平台相对惯性空间没有转动角速度, 因此加速度计输出信号不必消除有害加速度(哥氏加速度)。但是由于平台稳定在惯性空间, 在不同位置下重力场矢量发生变化, 使加速度计输出信号内出现重力加速度的分量, 所以必须时刻对重力加速度分量通过计算机计算加以消除, 然后进行积分才能得到速度和位置坐标。需要注意的是, 这种消除了重力加速度分量后的加速度是对惯性坐标系而言的, 它并不是相对于地面的加速度, 为转换成相对地面的加速度, 还必须通过计算机进行坐标转换。在这种系统中, 弹体相对于地面的加速度不能直接从加速度计中得到, 而要通过一系列的解析运算才能得到, 所以这种系统称为解析式惯性制导系统。一般来说, 它要着重解决重力加速度的修正、坐标系转换等问题。解析式惯性制导系统, 一般应用于弹道式导弹、人造卫星的发射等。

半解析式惯性制导系统, 平台上同时安装有陀螺仪和加速度计, 平台不在惯性空间稳定(与解析式惯性制导系统不同), 平台上的陀螺仪必须相对惯性空间进动, 以保证平台不断地跟踪当地水平面, 所以也叫进动式惯性制导系统。这种惯性制导系统, 弹体相对地面的加速度是直接靠加速度计测得的, 而在积分时还需通过解析计算去掉哥氏加速度等有害加速度的影响, 因此, 称这种惯性制导系统为半解析式惯性制导系统。半解析式惯性制导系统的特点是平台始终跟踪地理坐标系, 因此, 可得到弹体的姿态参数和地理位置参数, 提供给弹体控制系统。但它要不断地向陀螺仪的修正电机提供进动信号使其进动, 所以对陀螺仪的要求高。一般用于飞航式导弹的中制导, 还可用于舰船和飞机的导航。

几何式惯性制导系统, 陀螺仪和加速度计分别装在两个平台上。安装陀螺仪的平台(平台1)稳定在惯性空间, 安装加速度计的平台(平台2)跟踪当地水平面。两个平台通过一个转轴相连接, 旋转轴与地球自转轴平行, 并以地轴角速度旋转, 用精确的时钟机构进行控制。由两个平台的几何关系就可定出经纬度, 故称几何式惯性制导系统。又由于加速度计平台跟踪重力线, 而陀螺稳定平台稳定在惯性空间, 因此几何式惯性制导系统有时也称为重力惯性制导系统。几何式惯性制导系统的特点是: 陀螺平台稳定在惯性空间, 因而陀螺不需进动。这样可使陀螺结构简化, 提高精度。由于几何式惯性制导系统结构复杂、尺寸大、质量大, 故多用于舰船、潜艇的导航和定位。

框架式惯性制导系统中, 由于物理平台能隔离弹体的角运动, 给惯性测量元件提供较好的工作环境。同时, 由于陀螺稳定平台直接建立了基准坐标系, 因此提取有用信号需要的计算量小, 对计算机的要求也较低, 但是陀螺稳定平台结构复杂, 体积庞大, 质量较大, 因此, 一般在体积庞大的弹体中的惯性制导系统中使用。

捷联式惯性制导系统是将惯性元件直接安装在弹体上。在结构上最大的特点是没有机械式陀螺稳定平台, 取而代之的是存储在计算机中的“数学平台”。捷联惯导中计算机的计算量要比平台式惯导系统大得多。同时, 由于惯性测量元件直接装在弹体上, 工作条件比较恶劣, 会降低惯性仪表的精度。但是它最大的优点是省去了物理平台, 所以结构简单, 体积

小,质量轻,维护方便,常用于近程战术导弹和制导弹药的制导中。

惯性制导系统的突出优点是它可以不受外界的任何干扰,也不受气候等条件的影响,具有完全的独立自主性。但存在着仪表误差和陀螺仪的漂移而产生的积累误差。随着制导时间和射程的增加,制导误差势必越来越大,这是十分不利的。为了提高惯性制导系统的精度,除研制高精度的惯性元件外,可采用其他自主制导技术来修正惯性制导系统的误差。把惯性制导系统和其他自主制导系统相结合,各取其优点,组成的系统就是组合制导系统。

三、捷联式惯性制导

解析式惯性制导系统、半解析式惯性制导系统和几何式惯性制导系统,都是典型的平台式(框架式)惯性制导系统,其核心部件是装有惯性敏感元件(陀螺仪和加速度计)的稳定平台。稳定平台稳定在惯性空间,给加速度计测量提供坐标基准,以感受弹体相对平台的角运动,同时,由陀螺仪、伺服电机和万向支架构成的伺服系统隔离弹体激烈的角运动对坐标基准的影响。平台上的三个加速度计能敏感三个轴上的线运动。这样,只要知道弹体的初始位置和目标位置,便可通过计算机算出弹体的姿态、速度和位置等参数,以便完成引导弹体的任务。但这种带有精密“机电平台”的惯性制导系统,要求惯性元件精度高,体积大,且维护也比较困难。能否把平台的作用在数字计算机中用机械编排的方法来实现,即用“数学平台”来代替“机电平台”呢?20世纪60年代初,人们就对这个问题进行了研究。实验证明,这种想法是可行的。特别是20世纪70年代后,随着大容量、高速小型数字计算机和微型计算机的出现,捷联惯性制导系统已相继问世。

捷联式惯导系统中,根据陀螺仪的不同,可分为速率捷联式惯导系统和位置捷联式惯导系统。速率捷联式惯导系统用速率陀螺仪测量并输出弹体沿弹体坐标系三个轴转动的瞬时角速度信号;位置捷联式惯导系统用自由陀螺仪(三自由度陀螺仪、位置陀螺仪)测量并输出弹体的角位移信号。

下面就对捷联式惯导的原理作简单介绍。

(一) 捷联式惯导原理

1. 常用坐标系

在图9-3和图9-4中给出了惯导中常用的坐标系。

(1) 地心惯性坐标系(i 系 $x_i y_i z_i$ 轴)

原点是在地球中心, z_i 轴沿地球自转轴方向, x_i 、 y_i 在赤道平面内,指恒量方向, x_i 、 y_i 、 z_i 构成右手坐标系。三个坐标轴指向惯性空间固定不动。这个坐标系是惯性仪表测量的参考基准。

(2) 地球坐标系(e 系 $x_e y_e z_e$ 轴)

原点是在地球中心, z_e 轴和地球自转轴重合, x_e 轴在赤道平面内指向格林尼治子午标线, y_e 在赤道平面内, x_e 、 y_e 、 z_e 构成右手坐标系,地球坐标系(e)和地球固连,地球坐标系相对惯性坐标系的运动就是地球自转角速度 ω_{ie}^c 。

(3) 地理坐标系(n 系 NED 轴)

原点在弹体重心上, N 轴指北, E 轴指东, D 轴和重力 g 一致。这个坐标系也可以叫作北东地地理坐标系。地理坐标系的坐标轴有三种不同的取法,取北东地、东北天或北西天。我们采用北东地坐标系。

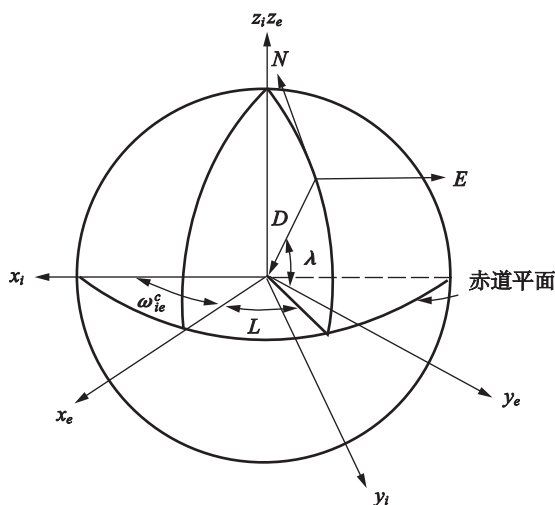


图 9-3 地心坐标系

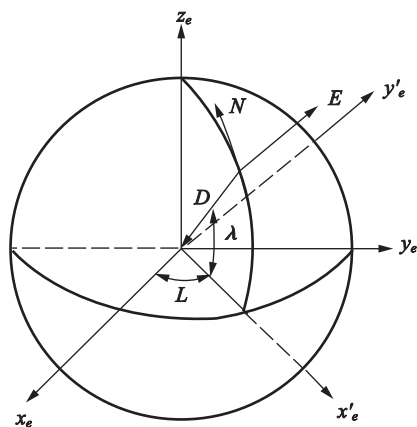


图 9-4 地理坐标系和地球坐标系

地理坐标系相对地球坐标系的方位关系就是弹体的地理位置(经度 L 和纬度 λ)。

(4) 弹体坐标系(b 系 $x_b y_b z_b$ 轴)

弹体坐标系和弹体固连, 坐标原点在弹体的重心, x_b 沿弹体的纵轴方向, y_b 和弹体的横轴一致, z_b 沿弹体竖轴向下, x_b 、 y_b 、 z_b 构成右手坐标系。弹体坐标系相对地理坐标系的方位为弹体的姿态和航向。

2. 简单的二维捷联导航系统

首先描述一个简单的二维捷联导航系统。尽管二维捷联导航系统在功能上等同于后面将要讨论的完全三维系统, 但它用来执行二维导航任务的计算过程要比三维捷联系统简单得多。因此, 通过讨论, 希望能使读者对捷联系统执行任务的基本解算过程有所了解, 而不必深入到三维系统错综复杂的计算任务中。

为了便于后面的讨论, 假定安装有导航系统的运载体被限定在一个单一的平面内运动。二维捷联系统原理框图如图 9-5 所示。

该系统包含两个加速度计和一个单轴速率陀螺, 它们刚性地固连于运载体上。图 9-5 中所示的运载体是所有仪表的安装基座。加速度计的敏感轴(沿图 9-5 中箭头所示的方向)相互垂直, 且在运动平面内与运载体的轴向一致, 分别表示为 x_b 和 z_b 。陀螺仪敏感轴(y_b)垂直于加速度计的两个敏感轴安装, 它测量绕垂直于运动平面的轴的转动。假定在 x_i 和 z_i 表示的空间固定的参考坐标系中进行导航, 参考坐标系和运载体坐标系之间的关系如图 9-6 所示, θ 表示参考坐标系和运载体坐标系之间的角位移。

现在参照图 9-5, 运载体的姿态角 θ 可以通过角速率测量值 ω_{yb} 对时间的积分求得。利用 θ 将比力的测量值 f_{xb} 和 f_{zb} 分解到参考坐标系中。假定储存在计算机中的重力模型提供了参考坐标系中重力分量的估计值 g_{xi} 和 g_{zi} 。这些值与比力在参考坐标系中的分量 f_{xi} 和 f_{zi} 组合, 就可以计算机运载体真实的加速度 \dot{v}_{xi} 和 \dot{v}_{zi} 。将这两个导数进行两次积分就可以分别得到运载体速度和位置的估计值。图 9-7 给出了求解所必需的整套方程组。

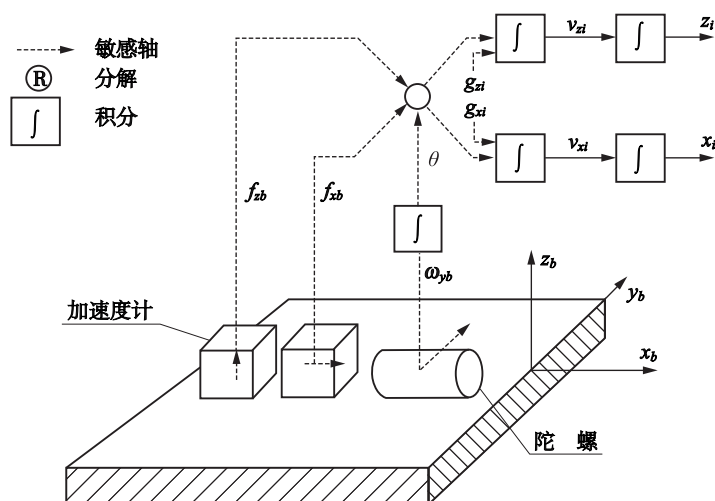


图 9-5 二维捷联惯性导航系统原理框图

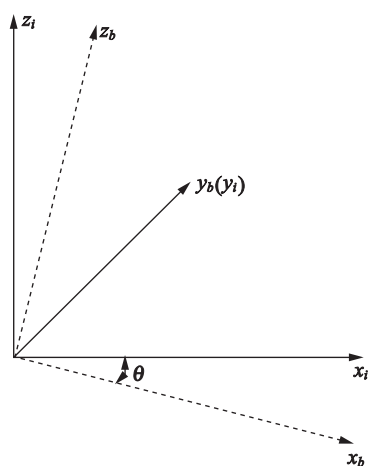


图 9-6 二维导航系统的参考坐标系

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= \omega_{yb} \\
 f_{xi} &= f_{xb} \cos \theta + f_{zb} \sin \theta \\
 f_{zi} &= f_{xb} \sin \theta + f_{zb} \cos \theta \\
 \dot{v}_{xi} &= f_{xi} + g_{xi} \\
 \dot{v}_{zi} &= f_{zi} + g_{zi} \\
 \dot{x}_i &= v_{xi} \\
 \dot{z}_i &= v_{zi}
 \end{aligned}$$

图 9-7 二维捷联导航系统方程组

确定了捷联惯性导航系统所执行的基本功能后，接着讨论上述二维系统在旋转参考坐标系中的导航。例如，考虑运载体绕地球子午面运动的情况，如图 9-8 所示。因此，仅考虑系统在垂直平面内的工作，要求这个系统提供相对于地球的速度估计值、沿子午面的位置估计值和地球上空的高度估计值。

虽然上述系统的机械编排可以用来确定这些信息，但它还需要进一步将空间固连坐标系中的速度和位置信息转换到地理坐标系中。另一种常用的方法是直接在当地地理坐标系中进行导航。在这种情况下，通过运载体当前位置的垂线方向来定义坐标系。为了提供所需的导航信息，必须知道运载体相对于当地地理坐标系（表示为 x 和 z ）的姿态。这个信息可以通过

对陀螺连续测量的运载体相对于惯性空间的转动速率与参考坐标系相对于惯性空间转动速率的当前估计值进行求差得到。对于在球面半径为 R_0 的单一平面内以速度 v_x 运动的运载体, 其转动速率为 $v_x/(R_0+z)$, 这里 z 表示运载体高于地球表面的高度。这个转动速率即通常所说的转移速率。

图 9-8 所示给出了用于运动参考坐标系的改进二维捷联系统, 利用水平速率估值分量来推导参考坐标系转动速率的估计值。

图 9-9 所示为该系所必须解算的方程组。

图 9-9 与图 9-7 所示的空间固定坐标系内的导航方程相比较, 有以下不同: 如上所述, 考虑了当地垂线参考坐标系的转动速率而对姿态计算进行了修改。因此, θ 方程中减去了图 9-8 所示 $v_x/(R_0+z)$ 项。考虑到系统在地球表面运动所引起的附加力的作用(哥氏力), 在速度方程中加入了 $v_x v_z/(R_0+z)$ 和 $v_x^2/(R_0+z)$ 项。假定地球重力加速度精确地沿着当地垂线方向, 则重力(g)仅在速度方程 v_z 中出现。

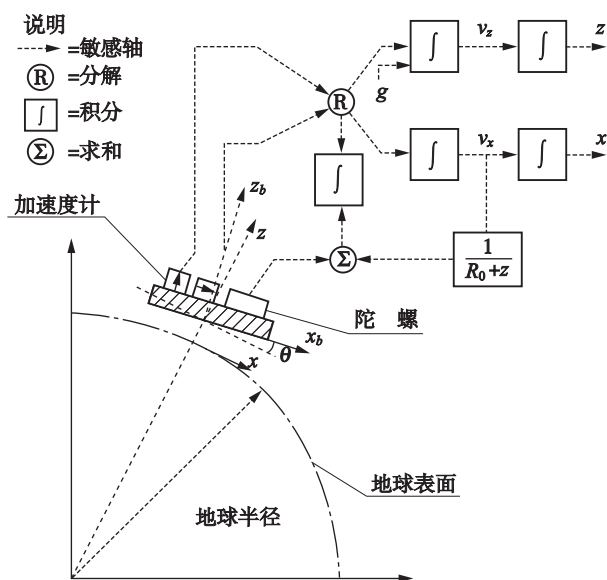


图 9-8 在旋转参考坐标系中导航的二维捷联导航系统

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= \omega_{yb} - v_z/(R_0+z) \\
 f_x &= f_{xb} \cos \theta + f_{zb} \sin \theta \\
 f_z &= -f_{xb} \sin \theta + f_{zb} \cos \theta \\
 \dot{v}_x &= f_x + v_x v_z/(R_0+z) \\
 \dot{v}_z &= f_z + g - v_x^2/(R_0+z) \\
 \dot{x} &= v_x \\
 \dot{z} &= v_z
 \end{aligned}$$

图 9-9 旋转参考系中简化的二维捷联系统的导航方程

本节利用非常简单的二维形式的捷联惯导系统, 对其执行导航任务的基本计算形式进行了概述。接下来将对由这种简单捷联系统扩展得到的三维系统进行详细描述。读者将会看到, 三维系统计算任务的复杂性会显著增加, 特别是不能再通过对转动速率进行简单的积分来得到三维系统的姿态信息。

3. 三维捷联导航系统的基本分析

(1) 相对于固定坐标系的导航。

考虑相对于一个固定的, 即没有加速度、没有转动的轴系的导航情况。对测得的比力分量和重力场的估计值求和来求解相对于空间固定参考坐标系的加速度分量, 得到的加速度分

量通过两次积分,即可得到该坐标系中的速度和位置的估计值。

这个过程可以用数学方式表示如下。如图 9-10 所示,参考坐标系的原点位于 O 点, \mathbf{r} 表示 P 点相对于 O 点的位置矢量。

P 点相对于空间固定轴系(i 系)的加速度(用下标 i 表示)表示如下:

$$\mathbf{a}_i = \left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i \quad (9-19)$$

3 个理想的加速度计可提供 P 点比力的测量值:

$$\mathbf{f} = \left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i - \mathbf{g} \quad (9-20)$$

式中 \mathbf{g} ——质量引力矢量。

方程(9-20)可表示为如下形式:

$$\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i = \mathbf{f} + \mathbf{g} \quad (9-21)$$

这个方程称为导航方程。通过适当的积分运算,就可以得到速度和位置的导航值。通过一次积分得到 P 点相对于 i 系的速度:

$$\mathbf{v}_i = \left. \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right|_i \quad (9-22)$$

二次积分得到 P 点在 i 系中的位置。

(2) 相对于旋转坐标系的导航。

实际上,在近地面导航时,常常需要知道运载体在旋转参考坐标系中的速度和位置的估计值。在这种情况下,由于参考坐标系的转动会产生附加的外部力,由此导致对导航方程的修改。对修改后的导航方程进行积分可直接得到运载体的地速 \mathbf{v}_e ,也可以利用哥氏定理从惯性速度 \mathbf{v}_i 中求得:

$$\mathbf{v}_e = \left. \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right|_e = \mathbf{v}_i - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r} \quad (9-23)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}_{ie} = [0 \ 0 \ \Omega]^T$ ——为地球坐标系相对于 i 系的转动角速度;

\times ——矢量叉乘。

修改后的导航方程适用于相对于地球的导航,这一内容将在后面进行讨论。

(3) 导航坐标系的选择。

式(9-21)所示的导航方程,可以在任一选定的参考坐标系中解算。例如,选择地球坐标系作为参考坐标系,导航方程的解将是以前地球坐标系表示的运载体相对于惯性系或地球系的速度估值,分别表示为 \mathbf{v}_i^e 和 \mathbf{v}_e^e 。

后续还将介绍一些相对于地球导航的捷联惯导系统机械编排。在各种情况下,根据所选参考系的不同,导航方程的表达式也不同。

(4) 加速度计测量值的分解。

加速度计通常提供相对于载体固连轴系的比力的测量值 \mathbf{f}^b 。为了进行导航,必须将比力分解到所选定的参考坐标系中。如果选择惯性坐标系为参考坐标系,则可以通过矢量 \mathbf{f}^b 左

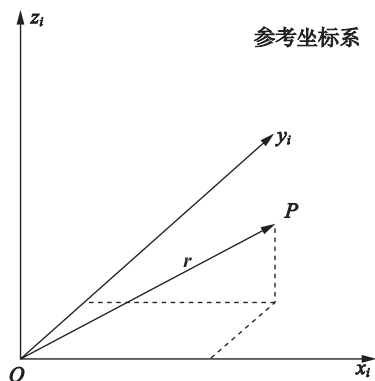


图 9-10 相对于参考系的位置矢量

乘方向余弦矩阵 C_b^i 将其分解在 i 系中, 即:

$$\mathbf{f}^i = C_b^i \mathbf{f}^b \quad (9-24)$$

式中 C_b^i ——一个 3×3 阶的矩阵, 定义了载体坐标系相对于 i 系的姿态。

利用陀螺提供的角速度测量值, 通过下式求解方向余弦矩阵 C_b^i :

$$C_b^i = C_b^i \Omega_{ib}^b \quad (9-25)$$

式中 Ω_{ib}^b ——一个斜对称阵。

$$\Omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (9-26)$$

这个矩阵由矢量 $\omega_{ib}^b = [p \ q \ r]^T$ 的元素构成, ω_{ib}^b 表示由陀螺仪测得的载体相对于 i 系的转动角速度。

利用载体相对于所选参考坐标系的姿态, 将比力的测量值分解到所选定的参考坐标系中。姿态可以用许多不同的方法定义, 在此, 为了方便讨论导航系统的机械编排, 姿态的定义将采用方向余弦法。后续将对方向余弦和其他姿态表示方法进行详细讨论。

(5) 系统举例。

考虑相对惯性空间导航的情况, 此时导航解算在 i 系中进行。方程(9-21)在 i 系中的表示如下:

$$\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i = \mathbf{f}^i + \mathbf{g}^i = C_b^i \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^i \quad (9-27)$$

显然, 从前面的讨论中可知, 导航方程的积分运算需要利用惯性导航系统中来自陀螺和加速度计的信息。导航系统的方框图如图 9-11 所示。

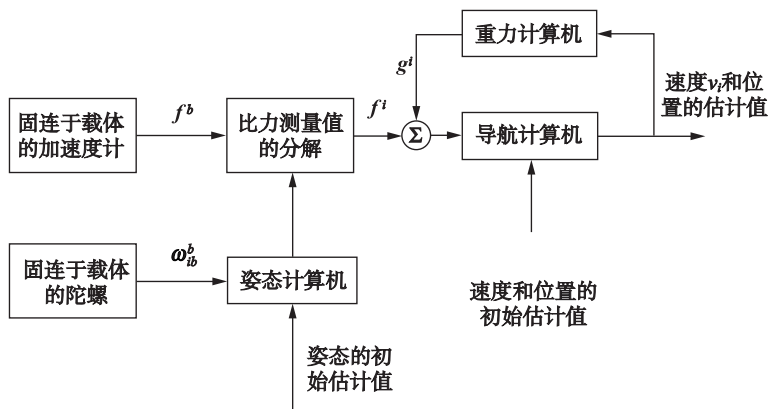


图 9-11 捷联惯性导航系统的方框图

图 9-11 中表示了捷联惯导系统所执行的主要功能: 产生载体姿态的角速度测量值的处理、惯性参考系中比力测量值的分解、重力的补偿以及对加速度估计值进行的积分运算(以确定载体的速度和位置)。

(二) 捷联系统的机械编排

在此重点讨论近地面导航的惯性系统。前面已经讨论了如何根据方程(9-21)进行积分得到载体速度和位置的估计值。接下来讨论的这类系统中,需要求解运载体相对于地球固连坐标系的速度和位置的估计值,系统产生的附加外力是参考坐标系运动的函数。将对应于所选的不同参考坐标系,来推导导航方程进一步的表达式。

系统的机械编排与其应用一起叙述。注意,这里所说的机械编排不同,是指捷联计算方法的不同,而不是指敏感器的布局或系统机械设计的不同。

1. 惯性坐标系机械编排

在这种系统中,需要在惯性坐标系中计算运载体相对于地球的速度,即地速,用符号 \mathbf{v}_e^i 表示。这可通过在惯性坐标系中表示导航方程(9-21)、推导以地速表示的 $\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_e$ 及其相对于惯性系的时间导数来完成。

根据哥氏方程,惯性速度可以用地速表示如下:

$$\left. \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right|_i = \left. \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right|_e + \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r} \quad (9-28)$$

对上式求导,且 $\left. \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right|_e = \mathbf{v}_e$, 可得:

$$\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i = \left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i + \frac{d}{dt}(\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r}) \Big|_i \quad (9-29)$$

将式(9-28)所示的哥氏方程代入式(9-29)的第二项中,则:

$$\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i = \left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i + \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e + \boldsymbol{\omega}_{ie} \times [\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r}] \quad (9-30)$$

在上式的推导过程中,假定地球旋转角速度是常值,则 $\frac{d\boldsymbol{\omega}_{ie}}{dt} = 0$ 。

结合式(9-21)和式(9-30),重新整理后得:

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i = \mathbf{f} - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times [\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r}] + \mathbf{g} \quad (9-31)$$

在这个方程中, \mathbf{f} 表示导航系统所感受的比力加速度, $\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e$ 是由于运载体在旋转地球表面的速度引起的加速度,通常称为哥氏加速度。在方程(9-31)中, $\boldsymbol{\omega}_{ie} \times [\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r}]$ 为由于地球的转动,系统感受的向心加速度。它不能从质量引力导致的引力加速度 \mathbf{g} 中分离出来。由质量引力和向心力引起的加速度的总和构成了当地重力矢量,即固定于地球上方的铅锤所对准的矢量(图9-12),用符号 \mathbf{g}_1 表示,即:

$$\mathbf{g}_1 = \mathbf{g} - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times [\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{r}] \quad (9-32)$$

将方程(9-31)和方程(9-32)合并,给出如下形式的导航方程:

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i = \mathbf{f} - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e + \mathbf{g}_1 \quad (9-33)$$

这个方程可以利用前面提到的上标,表示为惯性坐标系中的形式:

$$\dot{\mathbf{v}}_e^i = \mathbf{f}^i - \boldsymbol{\omega}_{ie}^i \times \mathbf{v}_e^i + \mathbf{g}_1^i \quad (9-34)$$

加速度计提供的载体坐标系中比力的测量值,用矢量 \mathbf{f}^b 表示。为了建立导航方程(9-

34), 加速度计的输出必须分解到惯性坐标系中, 得到 $\dot{\mathbf{f}}^i$ 。这可以通过矢量 \mathbf{f}^b 左乘方向余弦矩阵 \mathbf{C}_b^i 得到。给定导航开始时刻载体的姿态信息后, 根据相对于 i 系的载体角速度的测量值 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$, 得用式 (9-25) 和式 (9-26) 对矩阵 \mathbf{C}_b^i 进行更新。 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 表达式如下:

$$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = [p \quad q \quad r]^T \quad (9-35)$$

用方程 (9-24) 代替式 (9-34) 中的 $\dot{\mathbf{f}}^i$, 得到如下形式的导航方程:

$$\dot{\mathbf{v}}_e^i = \mathbf{C}_b^i \mathbf{f}^b - \boldsymbol{\omega}_{ie}^i \times \mathbf{v}_e^i + \mathbf{g}_1^i \quad (9-36)$$

方程的最后一项表示惯性坐标系中的重力矢量。

惯性坐标系机械编排框图如图 9-13 所示。

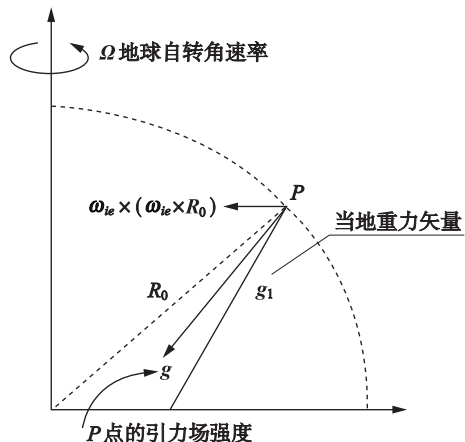


图 9-12 引力场分解图

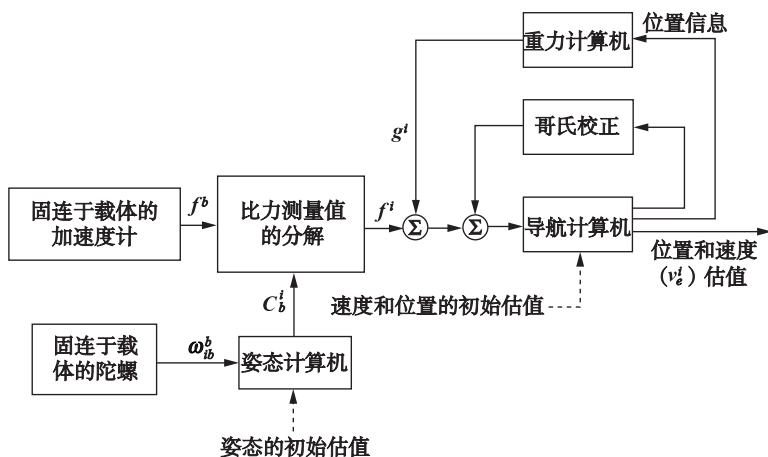


图 9-13 捷联惯性导航系统——惯性坐标系机械编排

2. 地球坐标系机械编排

在这类系统中, 地速是在与地球固连的坐标系中表示的, 即表示为 \mathbf{v}_e^e 。根据哥氏方程, 速度相对于地球坐标系的变化率可用惯性系下速度的变化率来表示:

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_e = \left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e \quad (9-37)$$

用公式 (9-33) 代替 $\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i$, 得

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_e = \mathbf{f} - 2\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v}_e + \mathbf{g}_1 \quad (9-38)$$

式 (9-38) 在地球坐标系中表示为:

$$\dot{\mathbf{v}}_e^e = \mathbf{C}_b^e \mathbf{f}^b - 2\boldsymbol{\omega}_{ie}^e \times \mathbf{v}_e^e + \mathbf{g}_1^e \quad (9-39)$$

式中 C_b^e ——方向余弦矩阵, 用来将比力的测量值转换到地球坐标系中。这个矩阵的传递依据以下方程:

$$\dot{C}_b^e = C_b^e \Omega_{eb}^b \quad (9-40)$$

式中 Ω_{eb}^b ——由载体相对于地球固连坐标系的角速度 ω_{eb}^b 构成的斜对称阵。

ω_{eb}^b 通过测得的载体角速度 ω_{ib}^b 减去地球自转角速度分量的估计值 ω_{ie}^e 得到, 在载体坐标系中表示如下:

$$\omega_{eb}^b = \omega_{ib}^b - C_e^b \omega_{ie}^e \quad (9-41)$$

式中 $C_e^b = C_b^e{}^T$ ——矩阵 C_b^e 的转置。

地球坐标系机械编排框图如图 9-14 所示。

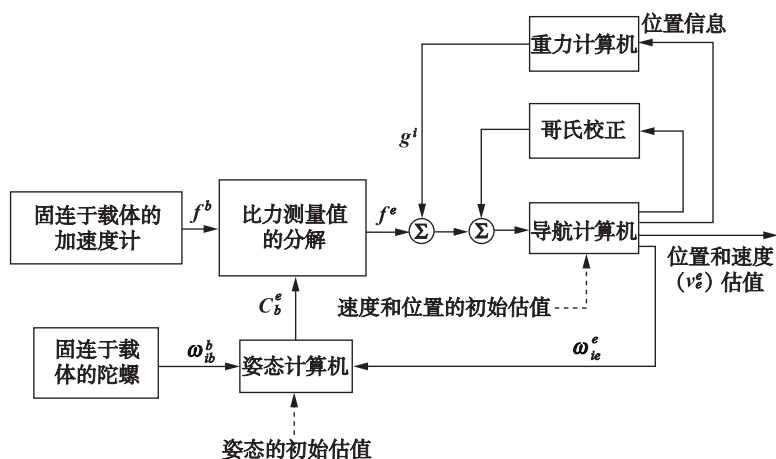


图 9-14 捷联惯性导航系统——地球坐标系机械编排

这类系统的一种变化形式, 可以用于相对于地球上某一固定点距离较短的导航, 例如常应用于战术导弹相对于地面跟踪站进行的导航。在这样的系统中, 地面站提供的目标跟踪信息可与导弹上的惯性导航系统的信息进行组合, 用来给导弹提供弹道中段的制导指令。为了使导弹制导与地面系统协调一致, 所有提供的信息都必须在同一参考坐标系中。

在这种情况下, 可以定义地球固连参考坐标系。该坐标系原点位于跟踪站, 坐标轴分别指向当地垂线和地球表面的切平面, 如图 9-15 所示。

对于时间非常短的导航, 如一些战术导弹的应用, 可以对这种系统的机械编排做进一步的简化。例如, 对于导航周期短(一般为 10min 或更短)的情况, 地球自转对姿态计算过程的影响有时可以忽略; 在速度方程中, 不进行哥氏校正也能获得足够的导航精度。在这种情况下, 姿态角可以仅根据陀螺测得的转动速率进行计算。式(9-39)简化如下:

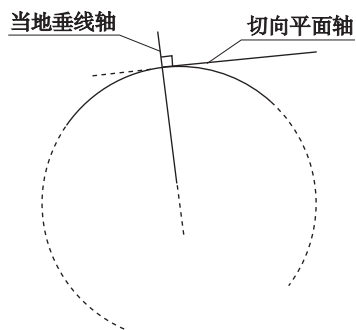


图 9-15 切平面坐标系

$$\dot{\mathbf{v}}_e^e = \mathbf{C}_b^e \mathbf{f}^b + \mathbf{g}_1^e \quad (9-42)$$

需要强调的是, 仅当忽略地球自转和哥氏项所引起的误差处于导航系统允许的误差范围内时, 才能进行这样的简化。当允许的陀螺误差超过地球的转动速率, 且加速度计的允许零偏大于因忽略哥氏力而产生的加速度误差时, 才能使用简化方程。

3. 当地地理导航坐标系机械编排

为了进行绕地球的长距离导航, 最需要的是前面所述的当地地理坐标系或导航坐标系中的导航信息。地球上的位置通过纬度(基准点向北或向南的度数)和经度(基准点向东或向西的度数)来表示。如图 9-16 所示即为一个球面上的地理坐标系。具有常值纬度和经度的线分别称为纬线和经线(子午线)。

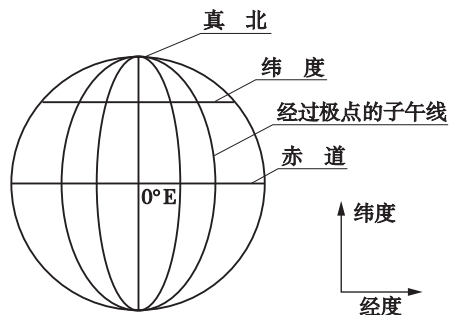


图 9-16 地理坐标系

导航数据用北向速度分量和东向速度分量、纬度、经度和距地球表面的高度来表示。当用前面所述的惯性坐标系或地球坐标系机械编排提供的位置估计值来计算这些信息时, 需要对速度的矢量值 \mathbf{v}_e^i 或 \mathbf{v}_e^e 做进一步的转换, 而且, 在计算机中精确表达地球引力场是非常困难的。因此, 当绕地球进行导航时, 常选用这里所描述的导航坐标系机械编排。

在这种机械编排中, 导航坐标系中表示的地速为 \mathbf{v}_e^n , 它相对于导航坐标系的变化率可通过其在惯性坐标系下的变化率表示如下:

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_n = \left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i - [\boldsymbol{\omega}_{ie} + \boldsymbol{\omega}_{en}] \times \mathbf{v}_e \quad (9-43)$$

用式(9-33)代替 $\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_i$, 则有:

$$\left. \frac{d\mathbf{v}_e}{dt} \right|_n = \mathbf{f} - [2\boldsymbol{\omega}_{ie} + \boldsymbol{\omega}_{en}] \times \mathbf{v}_e + \mathbf{g}_1 \quad (9-44)$$

表示在导航坐标系中, 则:

$$\dot{\mathbf{v}}_e^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b - [2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n] \times \mathbf{v}_e^n + \mathbf{g}_1^n \quad (9-45)$$

式中 \mathbf{C}_b^n ——方向余弦矩阵, 用来将比力的测量值转换到导航坐标系中。

这个矩阵的传递依据以下方程:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b \quad (9-46)$$

式中 $\boldsymbol{\Omega}_{nb}^b$ ——由载体相对于导航坐标系的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 构成的斜对称阵。

$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 通过测得的载体角速度 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 减去导航坐标系角速度分量的估计值 $\boldsymbol{\omega}_{in}^b$ 得到。相对于惯性坐标系的地球自转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{ie}$ 和导航坐标系相对于地球坐标系的转动角速度 $\boldsymbol{\omega}_{en}$ 求和得到 $\boldsymbol{\omega}_{in}$, 即 $\boldsymbol{\omega}_{in} = \boldsymbol{\omega}_{ie} + \boldsymbol{\omega}_{en}$ 。因此有:

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b [\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n] \quad (9-47)$$

导航系机械编排的框图如图 9-17 所示。

上面对几种可能用到的捷联惯性导航系统机械编排进行了概述。机械编排的选择取决于系统的应用。虽然所描述的任何一种方式均可用于近地球的导航，但远距离导航普遍选用当地地理导航坐标系机械编排。这些机械编排提供的导航数据是北向速度、东向速度、纬度和经度，而且可以使用相对简单的重力模型。对于近距导航，可以采用与地球固连参考坐标系。

(三) 捷联姿态表达式

1. 概述

现在考虑用一套捷联陀螺敏感器在运载体内建立参考坐标系的方法，运载体可绕任意方向自由转动。运载体相对于指定参考坐标系的姿态，以一组数字形式储存在运载体的计算机中。利用陀螺提供的转动速率的测量值，储存的姿态信息可以随着运载体的转动而更新。

在下面的讨论中，坐标系是指右手直角坐标系，在这种坐标系中，从原点看，沿每一根轴的顺时针方向定义为这根轴的正向转动，如图 9-19 所示。负向转动正好相反，即为逆时针方向。

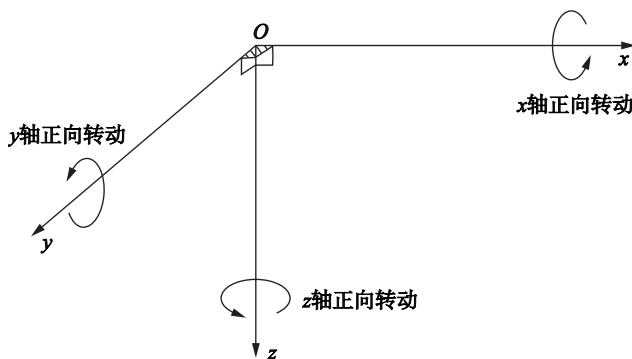


图 9-19 轴系转动的定义

必须记住的是，当绕不同的轴做一系列转动时，载体姿态的变化不仅是绕每根轴转动角度的函数，而且还是转动顺序的函数，如图 9-20 所示。虽然图 9-20 中所示的情况有些极端，但非常清楚地表明，转动的顺序尤为重要。

图 9-20 中，转动的定义相对于右手直角坐标系 $Oxyz$ 。左半图转动的顺序如下：先绕俯仰轴 y 转动 90° ，再绕偏航轴 z 转动 90° ，最后绕俯仰轴 y 转动 -90° 。依次完成转动后，可以看到绕横滚轴 x 发生了 90° 的净转动。在右半图中，转动的顺序正好相反。虽然转动结束时，载体的横滚轴仍对准在原来的方向，但横滚轴 x 发生了 -90° 的净转动。

因此，各个轴的转动顺序是不可交换的。很明显，如不考虑轴系的转动顺序，在计算姿态时将会引起很大的误差。

载体相对于参考坐标系的姿态可以用不同的数学表达式来定义。每种方法的相关参数储存在计算机中，随着运载体的转动，利用捷联陀螺提供的转动速率的测量值进行更新。这里叙述三种姿态表达式如下。

(1) 方向余弦。方向余弦矩阵是一个 3×3 阶的矩阵，矩阵的列表示载体坐标系中的单位矢量在参考坐标系中的投影。

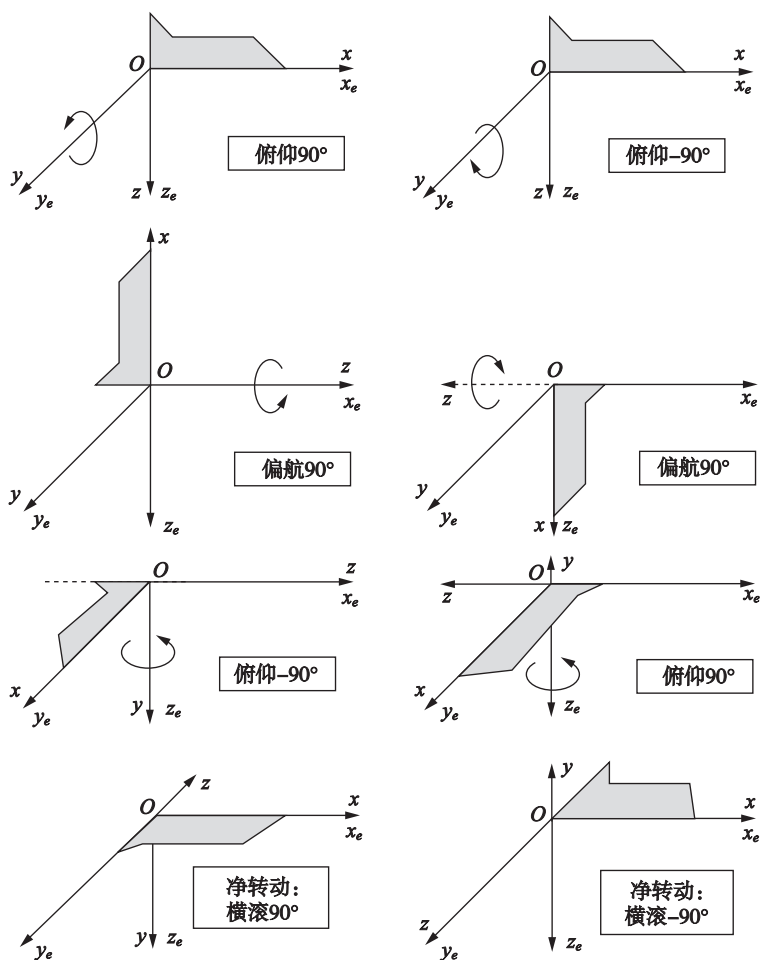


图 9-20 载体转动顺序的影响

(2) 欧拉角。从一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过依次绕不同坐标轴的三次连续转动来定义。从物理角度看，欧拉角表示法可能是最简单的方法之一。这三个角与稳定平台上一套机械框架^①测量的角度相一致。稳定平台的轴系代表参考坐标系，平台外框通过轴承与运载体相连。

(3) 四元数。四元数姿态表示法，通过绕参考坐标系中一个矢量的单次转动来实现一个坐标系到另一个坐标系的转换。四元数是一个具有四个元素的矢量表达式，各个元素为矢量方向和转动大小的函数。

下面将对每一种姿态表示法进行详细描述。

^① 框架是一个刚性的机械结构，它可以绕单根轴自由转动以隔离该轴向的角运动。如果一个稳定平台由三个这样的框架支撑，且框架的回转轴相互垂直，就能将平台与载体的运动相隔离。

2. 方向余弦矩阵

方向余弦矩阵, 在此用符号 \mathbf{C}_b^n 表示, 是一个 3×3 阶的矩阵, 矩阵的列表示载体坐标系中的单位矢量在参考坐标系中的投影。 \mathbf{C}_b^n 的分量形式如下:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (9-48)$$

第 i 行、 j 列的元素表示参考坐标系 i 轴和载体坐标系 j 轴夹角的余弦。

在载体坐标系中定义的矢量 \mathbf{r}^b , 可以通过该矢量左乘方向余弦矩阵 \mathbf{C}_b^n 表示在参考坐标系中:

$$\mathbf{r}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{r}^b \quad (9-49)$$

\mathbf{C}_b^n 随时间的变化率如下:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta \mathbf{C}_b^n}{\delta t} = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\mathbf{C}_b^n(t + \delta t) - \mathbf{C}_b^n(t)}{\delta t} \quad (9-50)$$

式中 $\mathbf{C}_b^n(t)$, $\mathbf{C}_b^n(t + \delta t)$ —— t 时刻和 $t + \delta t$ 时刻的方向余弦矩阵。

$\mathbf{C}_b^n(t + \delta t)$ 可以写成如下两个矩阵的乘积形式:

$$\mathbf{C}_b^n(t + \delta t) = \mathbf{C}_b^n(t) \mathbf{A}(t) \quad (9-51)$$

式中 $\mathbf{A}(t)$ ——一个联系 b 系从 t 时刻到 $t + \delta t$ 时刻的方向余弦矩阵。对于小角度转动, $\mathbf{A}(t)$ 可以表示如下:

$$\mathbf{A}(t) = [\mathbf{I} + \delta \boldsymbol{\Psi}] \quad (9-52)$$

式中 \mathbf{I} ——一个 3×3 的单位阵。

$$\delta \boldsymbol{\Psi} = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\psi & \delta\theta \\ \delta\psi & 0 & -\delta\phi \\ -\delta\theta & \delta\phi & 0 \end{bmatrix} \quad (9-53)$$

式中 $\delta\psi$, $\delta\theta$, $\delta\phi$ —— b 系绕其偏航轴、俯仰轴和横滚轴在 δt 时间间隔内转动的小角度。

在 δt 趋近于零时, 小角度近似是有效的, 而且转动的次序变得不重要。

在式(9-50)中代替 $\mathbf{C}_b^n(t + \delta t)$ 后得:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta \boldsymbol{\Psi}}{\delta t} \quad (9-54)$$

在 δt 趋近于零时, $\delta \boldsymbol{\Psi} / \delta t$ 是角速率矢量 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 的斜对称阵形式, 表示 b 系相对于 n 系在载体轴系的转动角速率, 即:

$$\lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta \boldsymbol{\Psi}}{\delta t} = \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b \quad (9-55)$$

代入式(9-54), 得:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b \quad (9-56)$$

式中

$$\boldsymbol{\Omega}_{nb}^b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (9-57)$$

式(9-56)所示的等式,可以在捷联惯性导航系统的计算机中解算,以跟踪载体相对于选定参考坐标系的姿态。它的分量形式如下:

$$\begin{aligned}\dot{c}_{11} &= c_{12}\omega_z - c_{13}\omega_y & \dot{c}_{12} &= c_{13}\omega_x - c_{11}\omega_z & \dot{c}_{13} &= c_{11}\omega_y - c_{12}\omega_x \\ \dot{c}_{21} &= c_{22}\omega_z - c_{23}\omega_y & \dot{c}_{22} &= c_{23}\omega_x - c_{21}\omega_z & \dot{c}_{23} &= c_{21}\omega_y - c_{22}\omega_x \\ \dot{c}_{31} &= c_{32}\omega_z - c_{33}\omega_y & \dot{c}_{32} &= c_{33}\omega_x - c_{31}\omega_z & \dot{c}_{33} &= c_{31}\omega_y - c_{32}\omega_x\end{aligned}\quad (9-58)$$

3. 欧拉角

一个坐标系到另一个坐标系的变换,可以通过绕不同坐标轴的3次连续转动来实现。例如,从参考坐标系到一个新坐标系的变换可以表示如下:

绕参考坐标系的 z 轴转动 ψ 角;

绕新坐标系的 y 轴转动 θ 角;

绕新坐标系的 x 轴转动 ϕ 角。

ψ 、 θ 和 ϕ 称为欧拉转动角。由于欧拉角的物理特性显著,这种类型的表示方法应用得较为普遍。在平台式惯性导航系统中,欧拉角可以通过3个框架之间的角传感器测量。

3次转动可以用数学方法表述成3个独立的方向余弦矩阵,定义如下:

绕 z 轴转动 ψ 角,有:

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9-59)$$

绕 y 轴转动 θ 角,有:

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (9-60)$$

绕 x 轴转动 ϕ 角,有:

$$C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (9-61)$$

因此,参考坐标系到载体坐标系的变换可用这3个独立变换的乘积表示如下:

$$C_n^b = C_3 C_2 C_1 \quad (9-62)$$

同样地,从载体坐标系到参考系的变换可以由下式给出:

$$\begin{aligned}C_b^n &= C_n^{bT} = C_1^T C_2^T C_3^T \\ C_b^n &= \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (9-64)\end{aligned}$$

式(9-64)就是用欧拉角的形式表示,式(9-48)定义的方向余弦矩阵。

对于小角度转动,有 $\sin\phi \rightarrow \phi$, $\sin\theta \rightarrow \theta$, $\sin\psi \rightarrow \psi$,而这些角度的余弦接近于1。代入式

(9-64)中, 并且忽略小角度的乘积, 则通过欧拉转动所表示的方向余弦矩阵近似简化为斜对称阵形式:

$$\mathbf{C}_b^n \approx \begin{bmatrix} 1 & -\psi & \theta \\ \psi & 1 & -\phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad (9-65)$$

这种形式的矩阵可用于表示在载体姿态实时计算中, 连续更新之间姿态发生的微小变化, 也用来表示估计的方向余弦矩阵的误差。

根据前面所述的框架方法, ϕ 、 θ 和 ψ 为框架角, $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\theta}$ 和 $\dot{\psi}$ 为框架角速率。框架角速率与载体角速率 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 的关系如下:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_3 \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_3 \mathbf{C}_2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (9-66)$$

这个等式整理成如下的分量形式:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \tan \theta + \omega_x \\ \dot{\theta} &= \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (9-67)$$

这种形式的等式可在捷联系统中进行解算, 用来更新载体相对于所选参考坐标系的欧拉转动。然而, 在 $\theta = \pm 90^\circ$ 时, 由于 $\dot{\phi}$ 和 $\dot{\psi}$ 方程的解变得不确定, 因而式(9-67)的使用受到限制。

4. 四元数

四元数姿态表达式是一个四参数的表达式。它基于的思路是: 一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过绕一个定义在参考坐标系中的矢量 $\boldsymbol{\mu}$ 的单次转动来实现。四元数用符号 \mathbf{q} 表示, 它是一个具有 4 个元素的矢量, 这些元素是该矢量方向和转动大小的函数。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\mu/2) \\ (\mu_x/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_y/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_z/\mu) \sin(\mu/2) \end{bmatrix} \quad (9-68)$$

式中 μ_x 、 μ_y 、 μ_z ——角矢量 $\boldsymbol{\mu}$ 的分量, μ 是其大小。

定义 $\boldsymbol{\mu}$ 的大小和方向是使参考坐标系绕 $\boldsymbol{\mu}$ 转动一个角度 μ , 就能与载体坐标系重合。

四元数也可以用其分量 a 、 b 、 c 、 d 表示成一个具有 4 个参数的复数形式。 a 为其实部, b 、 c 、 d 为其虚部。

$$\mathbf{q} = a + ib + jc + kd \quad (9-69)$$

这是更常用的具有一个实部和一个虚部的两参数 $\mathbf{x} = a + ib$ 复数的扩展, 读者可能对该复数形式更为熟悉。

两个四元数 $\mathbf{q} = a + ib + jc + kd$ 和 $\mathbf{p} = e + if + jg + kh$ 的乘积, 按照复数运算法则计算, 有

$$i \cdot i = -1 \quad i \cdot j = k \quad j \cdot i = -k \quad \dots$$

因此,有

$$\begin{aligned}\mathbf{q} \cdot \mathbf{p} &= (a + ib + jc + kd)(e + if + jg + kh) \\ &= ea - bf - cg - dh + (af + be + ch - dg)i + \\ &\quad (ag + ce - bh + df)j + (ah + de + bg - cf)k\end{aligned}\quad (9-70)$$

此外,四元数的乘积也可用矩阵形式表示为:

$$\mathbf{q} \cdot \mathbf{p} = \begin{bmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ f \\ g \\ h \end{bmatrix} \quad (9-71)$$

在载体系定义的一个矢量 \mathbf{r}^b 可以直接利用四元数将其在参考系中表示为 \mathbf{r}^n 。首先定义一个四元数 $\mathbf{r}^{b'}$, 它的虚部等于 \mathbf{r}^b 的相应分量, 标量分量为零。也就是说, 如果:

$$\begin{aligned}\mathbf{r}^b &= ix + jy + kz \\ \mathbf{r}^{b'} &= 0 + ix + jy + kz\end{aligned}$$

参考系中的 $\mathbf{r}^{n'}$ 表示为:

$$\mathbf{r}^{n'} = \mathbf{q}\mathbf{r}^{b'}\mathbf{q}^* \quad (9-72)$$

式中 $\mathbf{q}^* = a - ib - jc - kd$ 是四元数 \mathbf{q} 的复共轭。

因此,有:

$$\begin{aligned}\mathbf{r}^{n'} &= (a + ib + jc + kd)(0 + ix + jy + kz)(a - ib - jc - kd) \\ &= 0 + \{ (a^2 + b^2 - c^2 - d^2)x + 2(bc - ad)y + 2(bd + ac)z \} i + \\ &\quad \{ 2(bc + ad)x + (a^2 - b^2 + c^2 - d^2)y + 2(cd - ab)z \} j + \\ &\quad \{ 2(bd - ac)x + 2(cd + ab)y + (a^2 - b^2 - c^2 + d^2)z \} k\end{aligned}\quad (9-73)$$

$\mathbf{r}^{n'}$ 也可表示成如下的矩阵形式:

$$\mathbf{r}^{n'} = \mathbf{C}'\mathbf{r}^{b'}$$

式中

$$\mathbf{C}' = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{C} \end{bmatrix}, \mathbf{r}^{b'} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{r}^b \end{bmatrix}$$

且:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (9-74)$$

上式等价于:

$$\mathbf{r}^n = \mathbf{C}\mathbf{r}^b$$

与式(9-49)相比可知, \mathbf{C} 等价于方向余弦矩阵 \mathbf{C}_{nb}^n 。

四元数 \mathbf{q} 按如下的等式传递:

$$\dot{\mathbf{q}} = 0.5\mathbf{q} \cdot \mathbf{p}_{nb}^b \quad (9-75)$$

这个等式可以用 \mathbf{q} 的分量表示成矩阵形式, 且 $\mathbf{p}_{nb}^b = [0, \boldsymbol{\omega}_{nb}^{bT}]^T$, 如下式所示:

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \\ \dot{d} \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (9-76)$$

即

$$\begin{aligned} \dot{a} &= -0.5(b\omega_x + c\omega_y + d\omega_z) \\ \dot{b} &= 0.5(a\omega_x - d\omega_y + c\omega_z) \\ \dot{c} &= 0.5(d\omega_x - a\omega_y + b\omega_z) \\ \dot{d} &= -0.5(c\omega_x - b\omega_y + a\omega_z) \end{aligned} \quad (9-77)$$

在捷联导航系统中解算这个方程, 就可以得到定义载体方位的四元数参数。然后可用四元数参数来计算等效的方向余弦矩阵, 或直接利用这些参数将测量的比力矢量变换到所选的参考坐标系中[参见式(9-72)]。

5. 方向余弦、欧拉角和四元数的关系

如前所述, 方向余弦可以用欧拉角或四元数表示如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_b^n &= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (9-78) \\ &= \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

通过比较上述等式的各个元素, 四元数可以直接用欧拉角或方向余弦表示。同样地, 欧拉角也可以用方向余弦或四元数表示。下面将对它们之间的某些关系进行总结。

(1) 用方向余弦表示四元数

对于小角度位移, 四元数参数可以用下面的关系式推导:

$$\begin{aligned} a &= \frac{1}{2}(1 + c_{11} + c_{22} + c_{33})^{1/2} \\ b &= \frac{1}{4a}(c_{32} - c_{23}) \\ c &= \frac{1}{4a}(c_{13} - c_{31}) \\ d &= \frac{1}{4a}(c_{21} - c_{12}) \end{aligned} \quad (9-79)$$

考虑方向余弦元素的相对大小, 有人提出了由方向余弦求解四元数的更全面的算法。

(2) 用欧拉角表示四元数

$$\begin{aligned}
a &= \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
b &= \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
c &= \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
d &= \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2}
\end{aligned} \tag{9-80}$$

(3) 用方向余弦表示欧拉角

可以按下述方法直接由方向余弦推导出欧拉角。当 $\theta \neq 90^\circ$ 时, 欧拉角可由下式计算:

$$\begin{cases} \phi = \arctan \left[\frac{c_{32}}{c_{33}} \right] \\ \theta = \arcsin [-c_{31}] \\ \psi = \arctan \left[\frac{c_{21}}{c_{11}} \right] \end{cases} \tag{9-81}$$

当 θ 趋近于 $\pi/2$ 时, 由于分子、分母同时趋近于零, 式(9-81)中的 ϕ 和 ψ 变得不确定。在这种情况下, 可以利用方向余弦矩阵的其他元素求解 ϕ 和 ψ 。利用在式(9-81)中未出现的方向余弦矩阵的元素 c_{12} 、 c_{13} 、 c_{22} 和 c_{23} 来解决这个问题, 如式(9-82)所示。

$$\begin{cases} c_{23} + c_{12} = (\sin\theta - 1) \sin(\psi + \phi) \\ c_{13} - c_{22} = (\sin\theta - 1) \cos(\psi + \phi) \\ c_{23} - c_{12} = (\sin\theta + 1) \sin(\psi - \phi) \\ c_{13} + c_{22} = (\sin\theta + 1) \cos(\psi - \phi) \end{cases} \tag{9-82}$$

$$\begin{cases} \text{当 } \theta \text{ 趋近于 } +\pi/2 \text{ 时, 有 } \psi - \phi = \arctan \left[\frac{c_{23} - c_{12}}{c_{13} + c_{22}} \right] \\ \text{当 } \theta \text{ 接近于 } -\pi/2 \text{ 时, 有 } \psi + \phi = \arctan \left[\frac{c_{23} + c_{12}}{c_{13} - c_{22}} \right] \end{cases} \tag{9-83}$$

方程(9-82)和式(9-83)提供了当 θ 趋近于 $\pi/2$ 时, ϕ 与 ψ 的和与差。当 $\theta = +\pi/2$ 时, 不能单独求解 ϕ 与 ψ , 因为这两个角变成绕平行轴(垂直轴)的测量, 也就是说, 失去了一个转动自由度。这相当于在一套机械框架中, 由于俯仰框架(内框架)转动 90° , 导致的“框架自锁”的情况。

当 θ 趋近于 $+\pi/2$ 时, 可以任意选择 ϕ 或 ψ 满足其他条件, 而另一个角满足式(9-83)。当 θ 处于 $+\pi/2$ 区域时, 为了避免在连续计算中 ϕ 或 ψ 的值产生突跳, 可“冻结”一个角度(例如 ϕ)的当前值, 而利用式(9-83)来计算 ψ 。在下一个循环中, “冻结” ψ 而利用式(9-83)来计算 ϕ 。这种在连续的循环中单独更新 ϕ 或 ψ 的过程将一直持续, 直到 θ 不再处于 $+\pi/2$ 区域。

(四) 详细导航方程

1. 用分量形式表示的导航方程

对于地球上工作在当地地理坐标系中的导航系统,如前所述,导航方程可表示成如下形式:

$$\dot{\mathbf{v}}_e^n = \mathbf{f}^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_e^n + \mathbf{g}_1^n \quad (9-84)$$

式中 \mathbf{v}_e^n ——运载体相对于地球的速度在当地地理坐标系中的值,坐标轴的方向分别沿真北、东向和当地垂线方向,其分量形式为

$$\mathbf{v}_e^n = [v_N \quad v_E \quad v_D]^T \quad (9-85)$$

\mathbf{f}^n 是由一组 3 个加速度计测量的比力矢量,分解到当地地理参考坐标系中为:

$$\mathbf{f}^n = [f_N \quad f_E \quad f_D]^T \quad (9-86)$$

$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 是当地地理坐标系中地球的自转角速度:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\Omega \cos \lambda \quad 0 \quad -\Omega \sin \lambda]^T \quad (9-87)$$

$\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 表示当地地理坐标系相对于地球固连坐标系的转动角速率,即转移速率,其值可以用经度和纬度的变化率表示如下:

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = [\dot{L} \cos \lambda \quad -\dot{\lambda} \quad -\dot{L} \sin \lambda]^T \quad (9-88)$$

使 $\dot{L} = v_E / (R_0 + h) \cos \lambda$, $\dot{\lambda} = v_N / (R_0 + h)$, 得

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \left[\frac{v_E}{R_0 + h} - \frac{v_N}{R_0 + h} - \frac{v_E \tan \lambda}{R_0 + h} \right]^T \quad (9-89)$$

式中 R_0 ——地球半径;

h ——距地球表面的高度。

\mathbf{g}_1^n 是当地重力矢量,它由地球的质量引力(\mathbf{g})和地球转动产生的向心加速度($\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{R}$)组成。因此,可以写成:

$$\mathbf{g}_1^n = \mathbf{g} - \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{R} = \mathbf{g} - \frac{\Omega^2 (R_0 + h)}{2} \begin{pmatrix} \sin 2\lambda \\ 0 \\ 1 + \cos 2\lambda \end{pmatrix} \quad (9-90)$$

导航方程可以表示成如下的分量形式:

$$\begin{aligned} \dot{v}_N &= f_N - v_E(2\Omega + \dot{L}) \sin \lambda + v_D \dot{\lambda} + \xi g \\ &= f_N - 2\Omega v_E \sin \lambda + \frac{v_N v_D - v_E^2 \tan \lambda}{R_0 + h} + \xi g \end{aligned} \quad (9-91)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_E &= f_E + v_N(2\Omega + \dot{L}) \sin \lambda + v_D(2\Omega + \dot{L}) \cos \lambda - \eta g \\ &= f_E + 2\Omega(v_N \sin \lambda + v_D \cos \lambda) + \frac{v_E}{R_0 + h}(v_D + v_N \tan \lambda) - \eta g \end{aligned} \quad (9-92)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_D &= f_D - v_E(2\Omega + \dot{L}) \cos \lambda - v_N \dot{\lambda} + g \\ &= f_D - 2\Omega v_E \cos \lambda - \frac{v_E^2 + v_N^2}{R_0 + h} + g \end{aligned} \quad (9-93)$$

式中 ξ, η ——由于重力异常造成的当地重力矢量方向相对于当地垂线方向的角度偏差。

纬度、经度和距地球表面的高度由下列公式给出:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_N}{R_0 + h} \quad (9-94)$$

$$\dot{L} = \frac{v_E \sec \lambda}{R_0 + h} \quad (9-95)$$

$$\dot{h} = -v_D \quad (9-96)$$

在以上的方程中, 假设地球是一个理想的球形。此外, 假设地球重力场不随导航系统在地球上所处位置或它距地面的高度变化而变化。

为了补偿这些假设引起的误差, 以便在地球表面进行精确导航, 必须对导航方程进行修正, 这将在下面进行简单描述。

2. 地球的形状

从以上的分析可以明显看出, 为了使用惯性装置确定运载体在地球上的位置, 必须对地球的形状做一些假设。到目前为止假设的球体模型不能满足高精度导航的要求。由于在两极地球略微扁平, 通常把地球视为一个参考椭球, 这更接近于地球真实的几何形状。地球上的导航包含确定相对于一个导航网格的速度和位置, 这个导航网格是基于参考椭球的, 如图 9-21 所示。

相应于这个模型, 定义下列参数:

$$\begin{aligned} \text{长半轴:} & R \\ \text{短半轴:} & r = R(1 - f) \\ \text{椭球扁率:} & f = (R - r)/R \\ \text{椭球偏心率:} & e = [f(2 - f)]^{1/2} \end{aligned} \quad (9-97)$$

对应于上述定义的参考椭球地球模型, 子午面曲率半径(R_N)和横向曲率半径(R_E)可以由下列方程导出:

$$R_N = \frac{R(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \lambda)^{1/2}} \quad (9-98)$$

$$R_E = \frac{R}{(1 - e^2 \sin^2 \lambda)^{1/2}} \quad (9-99)$$

纬度和经度的变化率可用 R_N 和 R_E 表示如下:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_N}{R_N + h} \quad (9-100)$$

$$\dot{L} = \frac{v_E \sec \lambda}{R_E + h} \quad (9-101)$$

在前面的公式中, 使用了曲率的平均半径 R_0 , $R_0 = (R_E R_N)^{1/2}$ 。两极的扁平使得球形地球模型的平均半径和测量的极点半径之间具有大约 20km 的差别。

类似地, 传递速度采用下述形式:

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{v_E}{R_E + h} & \frac{-v_N}{R_N + h} & \frac{-v_E \tan \lambda}{R_N + h} \end{bmatrix}^T \quad (9-102)$$

后文还将进一步讨论地球的形状和基准参考模型的选择。

在图 9-22 中, 说明了地心纬度和大地纬度的区别。

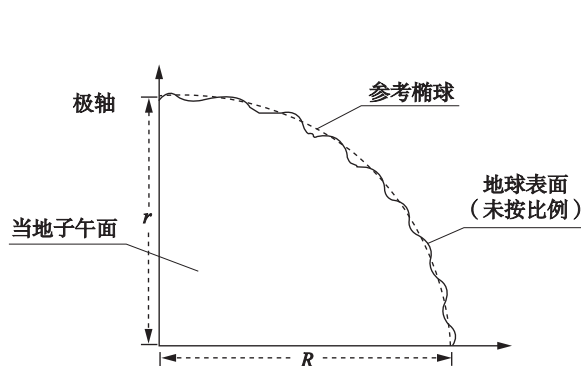


图 9-21 参考椭球

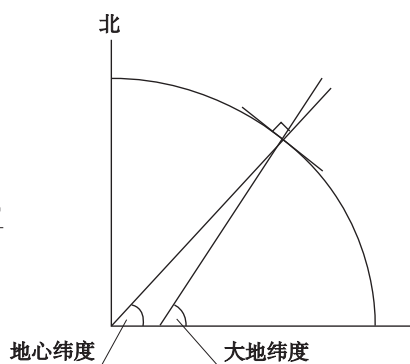


图 9-22 地心纬度和地理纬度

地球表面某一点的地心纬度，是指通过该点和地球中心的直线与赤道平面的夹角。地球表面某一点的地理纬度，是指通过该点，且垂直于参考椭球上该点法线的直线和赤道平面的夹角。

3. 基准参考模型

地球表面的形状很不规则，但可以通过不同的方法对其建模。

地形学模型表示地球的物理形状和海洋的平均水平面。

大地测量学模型所表示的地球表面，所有点的当地重力矢量都垂直于该表面，即一个“等位面”；这种形状称为大地水准面。大地测量学是用来研究地球大小和形状的一门学科。这里用大地导航这一术语来表示适当考虑这种形状的导航。

由于地心和地球表面物质的变化导致当地重力的变化，重力的变化又导致大地水准面，即重力表面的不规则。它虽然比用地形学模型表示的实际的地球物理表面要光滑得多，但仍很不规则，不能用作确定空间坐标的表面。对于地球导航，使用了一种更接近于大地水准面模型的几何学形状——椭球体。本书中，这是一种绕一个椭圆短半轴旋转而成的三维形体。有时用术语扁球来代替椭球。

大地基准点用来定义椭球和它相对于地球的位置关系。与轴的定义相结合，大地基准点定义一个三维的地理坐标系；三维是指大地纬度、经度以及椭球高度（距椭球表面的高度）。

实际上，垂直位置的定义并不是相对于椭球表面的，因为椭球表面不能提供用于测量的物理参考点。大地水准面（近似于平均海平面）提供了更精确的垂直参考。因此，更常用的是平均海拔高度。对陆基测量，在规定的一段时间内，作为零基准点的参考水平面定义为选定海岸的平均海平面，或者几个位置平均海平面的平均值。陆地测量应参照所选的垂直基准面。例如，英国的垂直基准面为 ODN (Ordnance Datum Newlyn)，美国的是“北美垂直基准面 1988” (NAVD88)。

定义一个接近于整个地球形状的大地基准面是可能的。图 9-23 是由世界大地测量系统委员会 1984 年定义的一个基准面——WGS-84 模型。图 9-24 讨论了该模型地球速率的值。

长半轴	R	$=6378137.0\text{m}$
短半轴	$r=R(1-f)$	$=6356752.3142\text{m}$
椭球的扁率	$f=(R-r)/R$	$=1/298.257223563$
椭球偏心率	$e=[f(2-f)]^{1/2}$	$=0.0818191908426$
地球自转角速率	Ω	$=7.292115 \times 10^{-5}\text{rad/s}$ [15.041067(°)/h]

图 9-23 WGS-84 模型

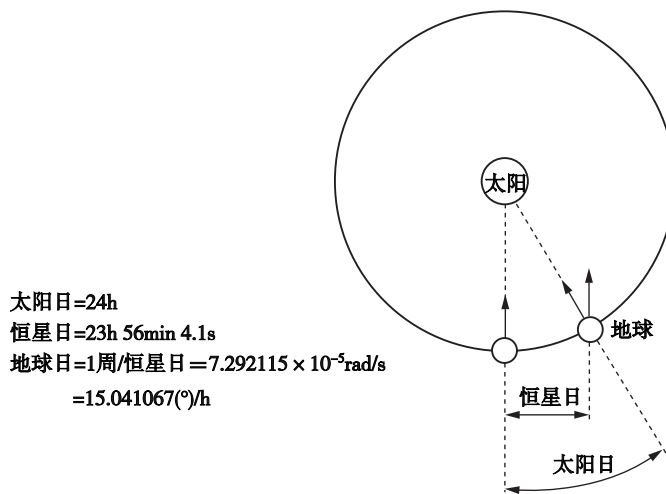


图 9-24 太阳日和恒星日

为了提供某一特定区域的精确模型，定义了许多用于测绘地图、勘测和导航的大地基准点。如英国军用勘测(OSGB 1936)，英国国家网格图(British National Grid)。这样的区域性基准点，随时间不断增加，这样，应用区域可能会相互重叠。因此，当根据经度和纬度来确定地球上的一个位置时，还需要指定相应的大地基准面或地理参考坐标系。与一般常识相反，仅靠坐标并不能充分定义一个精确的位置。

一个太阳日持续周期为 24h，是指地球上的一个固定点连续两次指向太阳的时间区间。恒星日表示地球在空间转动到相同的方位所需的时间。恒星日稍短于太阳日，周期为 23h56min4.1s。地球每一个恒星日在几何上转一圈，而不是 24h。这就是地球自转速率有些奇异的原因。

等纬线和等经线在三维空间里是弯曲的，但可以通过投影描绘在一个平面上。在平面上的直角坐标系叫作坐标网格。利用大地测量学参考椭球作为投影的基础，可用不同的方法将地球表面影射到二维空间。

将这个参考椭球影射到一个圆柱体、圆锥体或平面上可以得到平面网络系统，如图 9-25 所示。它要求 x 和 y 轴必须是正形的，也就是说有相同的比例。

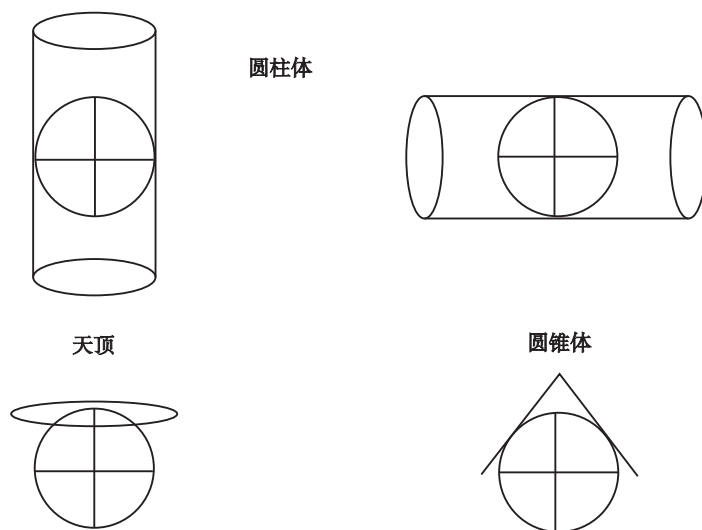


图 9-25 应用于地图绘制的正形投影

图 9-26 是标准麦卡托 (Mercator) 圆柱投影法, 它通过将圆柱体放置在地球上, 并在赤道与其相切的方法获得。地球上的某一个点, 通过地心和该点的连线将其投影到圆柱体内侧 (如图 9-26 中, x 到 x' , y 到 y')。当所有点都投影到圆柱体之后, 将它展开放平。这类投影方式形成了最常见的世界地图。

麦卡托法对导航来说是很实用的投影方法, 因为地球上的方位指示跟投影的方位指示十分相似。但是, 距离和面积在小比例地图上会产生变形。麦卡托圆柱投影法以及其他投影法都不能保持比例或者面积不变。例如, 利用标准麦卡托圆柱投影法, 沿赤道的距离可以精确地表示出来, 但是更高纬度地区的距离就会被放大。结果, 格陵兰看上去就跟南美洲一样大, 而实际上前者只是后者的 $1/3$ 。

可利用各种投影技术来克服区域地图的失真, 建立一个适用于所关注的位置的地图或直角网格系统。例如, 图 9-27 所示的兰伯特 (Lambert) 圆锥投影法, 准确地表现了圆锥和参考椭球交汇点的周边区域。此外, 还可以利用圆柱体或圆锥体, 在接近所关注位置的地方将参考椭球分成两部分。这样可以使毗邻交汇点以及交汇点之间区域内的失真减小, 并提供两条水平的纬线和最小的垂直失真。

最常用的一种投影方法是通用横向麦卡托 (UTM) 投影法。它采用的原理与标准麦卡托投影法相同, 不同的是圆柱体旋转了 90° , 这使得圆柱体和地球的相交点位于子午线上, 如图 9-28 所示。为了使失真最小并保证精度, 仅仅在指定的中央子午线附近很小的带状区域内使用这种技术。UTM 投影法在世界范围内广泛使用。

UTM 系统采用横向麦卡托投影法, 将区域按照经度宽为 6° 的标准进行划分。UTM 区域以字母数字组合的方式进行标志; 从 1 ~ 60 进行编号。 $180^\circ\text{W} \sim 174^\circ\text{W}$ 区域编号为 1, 往东逐渐增加, 一直到 $174^\circ\text{E} \sim 180^\circ\text{E}$ 区域编号为 60。因此网格 32 即为经度 $6^\circ \sim 12^\circ$ 的区域。UTM 网格进一步将位于 $-80^\circ \sim +80^\circ$ 纬度的区域以每 8° 划分, 并依次用从 C ~ X 的字母来标志, 其中除去字母 I 和 O (例如 $64^\circ\text{S} \sim 56^\circ\text{S}$ 用字母 E 表示)。

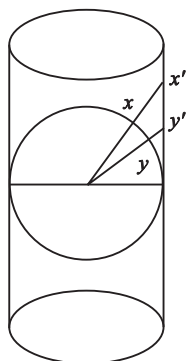


图 9-26 标准麦卡托投影法

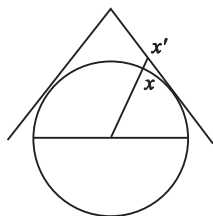


图 9-27 兰伯特圆锥投影法

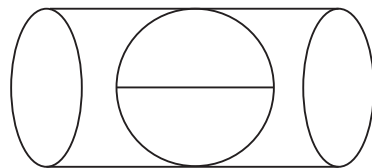


图 9-28 通用横向麦卡托投影法

任何 UTM 网格区域都可以在图 9-29 中表示出来，图中中央子午线是一个奇数，并且是 3 的倍数。网格北向与真北向只有在沿着中央子午线的方向和赤道上才是一致的。其他所有点上都会存在差异，被称为“交会”。值得注意的是，在中央子午线的右边，真北向处于网格北向的西边，而在中央子午线的左边，真北向处于网格北向的东边。

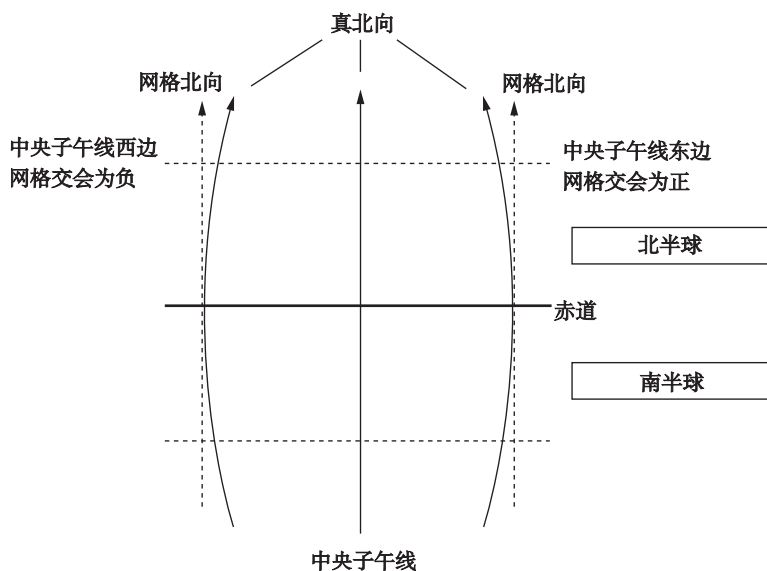


图 9-29 通用横向麦卡托网格区域

4. 地球上万有引力的变化

如前所述，加速度计提供的测量值，是运载体相对于惯性空间的加速度和导航系统所在地万有引力的差值。为了确定满足近地面高精度导航要求的真实加速度的估计值，需要建立精确的地球重力场模型。当然，这同样适用于靠近具有重力场的其他天体的导航。

在前面导航方程的推导过程中，假设重力矢量垂直向下，即沿参考椭球的法线方向。实际上，重力矢量的大小和方向随着地球表面的位置和高度而变化。这是由于地球质量引力和重力矢量之间的变化造成的；离心加速度成为纬度的函数。此外，由于地球质量分布不均

匀,导致重力随地球上的位置而变化。重力矢量的大小和方向与计算值的偏离称为重力异常。

布列丁对地球重力场的数学表达进行了更深入的讨论。当地重力矢量与垂线之间的偏差,可以用绕当地地理坐标系北向和东向轴的偏差角来表示如下:

$$\mathbf{g}_1 = [\xi g, -\eta g, g]^T \quad (9-103)$$

式中 ξ ——子午线偏差;

η ——垂直子午线的偏差。

子午面内的偏差如图 9-30 所示。

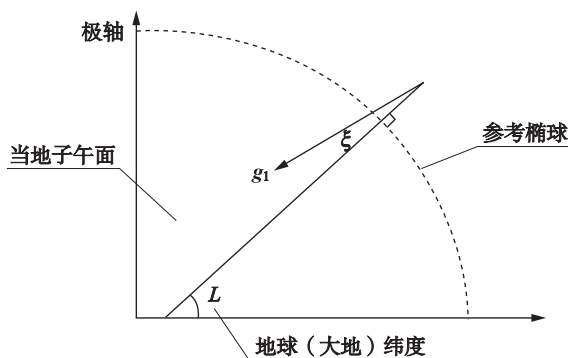


图 9-30 重力异常导致的当地垂线偏差

地球表面的垂线偏差可达 $30''$ 。

对某些高精度的应用,重力矢量的精确信息就变得非常重要。例如对于海上导航,垂线偏差是一个影响导航精度的非常重要的因素。重力大小的精确信息对测试高精度的加速度计(零偏小于 $10^{-5}g$)也是至关重要的。同样,大地勘测和重力梯度测量,也要求重力矢量的精确测量。

重力随纬度变化的各种国际模型已在有关文献中给出。史泰勒和温特给出了在海平面内($h=0$),重力矢量的大小随纬度的变化关系和重力矢量随高度的变化率表达式:

$$\mathbf{g}(0) = 9.780318(1 + 5.3024 \times 10^{-3} \sin^2 L - 5.9 \times 10^{-6} \sin^2 2L) (\text{m/s}^2) \quad (9-104)$$

$$\frac{d\mathbf{g}(0)}{dh} = -0.0000030877(1 - 1.39 \times 10^{-3} \sin^2 L) (\text{m/s}^2/\text{m}) \quad (9-105)$$

在很多应用中,不需要知道重力的精确信息,利用下式假设的重力随高度的变化关系就足够了:

$$\mathbf{g}(h) = \mathbf{g}(0)/(1 + h/R_0)^2 \quad (9-106)$$

式中 $\mathbf{g}(0)$ ——由式(9-104)得到。

第二节 卫星制导

一、概述

古代人们最早靠天象导航(北斗星),但这种方法的应用受气象条件限制。后来出现了

指南针导向,虽然不受气象条件限制,但只能实现一维导航。19 世纪无线电技术的发展促生了无线电导航技术,无线电导航可以实现三维导航,但需要地面布设密集的台站,而且定位精度受气象和地理环境影响。当苏联第一颗卫星绕地球飞行时,利用卫星进行无线电定位的想法就诞生了。因为卫星定位能够实现三维高精度定位,此后卫星定位导航技术迅速发展。

卫星定位技术是利用人造地球卫星进行点位测量的技术。

早期的卫星三角测量待测点坐标仅仅将卫星作为空间观测体,通过地面已知精确坐标点位和待测点位的联合测量来确定待测点位坐标。

20 世纪 50 年代末,美国建立了多普勒卫星定位导航系统,世称子午仪卫星导航系统。只要在待测点上能接收到从子午卫星上发来的无线电信号,就可以在地面任何位置进行单点或联测定位,获得待测点的三维地心坐标。

从 1973 年 12 月开始,美国耗资 200 亿美元,历时 20 年,于 1994 年全面建成 GPS 系统,建成了具有在海、陆、空进行全方位实时三维导航与定位能力的新一代卫星导航与定位系统,能为各类用户提供精密的三维坐标、速度和时间。

二、GPS 系统组成与原理

(一) GPS 系统组成

GPS 系统由三部分组成:空间部分、地面监控部分、用户设备。

1. 空间部分——GPS 卫星星座

GPS 卫星星座由 21 颗工作卫星和 3 颗在轨备用卫星组成。

全部 24 颗卫星均匀分布在 6 个轨道平面上,轨道倾角 55° ,各个轨道平面之间相距 60° ,每个轨道平面内各颗卫星之间的升交角距相差 90° ,卫星轨道近似圆形,轨道高度约 20230km。当地球自转一周时,每颗 GPS 卫星绕地球运行两周,即卫星绕地球一周的时间为 12 恒星时。位于地平线以上的卫星颗数随着观测时间和地点的不同而不同,最少可观测到 4 颗卫星,最多为 11 颗。卫星空间分布示意图如图 9-31 所示。

2. 地面控制部分——地面监控系统

地面监控系统用于保证全部在轨卫星沿预定轨道运行,保证各卫星处于同一时间标准——GPS 时间系统。GPS 系统的地面监控系统包括一个主控站、三个注入站和五个监测站。

主控站的任务是收集、处理本站和监测站收到的全部资料,编算各星的星历和 GPS 时间系统,将预测的卫星星历、钟差、状态数据以及大气传输延迟编制成导航电文传送到注入站。主控站负责纠正卫星的轨道偏离,必要时调度卫星,让备用卫星取代失效的工作卫星。

三个注入站的任务是将主控站发来的导航电文注入相应卫星的存储器。每天注入三次,每次注入 14 天的星历。

五个监控站(主控站、注入站兼有监控作用)的任务是根据接收到的卫星信号求出相对于其原子钟的伪距和伪距差,检测卫星的导航定位数据,测量当地气象数据,然后将以上数据提供给主控站,供主控站使用。

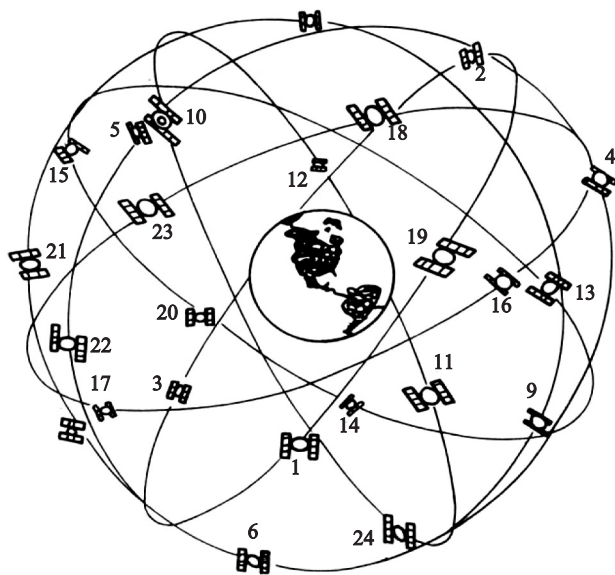


图 9-31 GPS 系统卫星空间分布

3. 用户设备——GPS 接收机

GPS 接收机的任务是接收卫星发送的 GPS 信号，其主要作用是：

- (1) 测量出 GPS 信号从卫星到接收天线的传播时间；
- (2) 解读 GPS 信号中的导航电文；
- (3) 计算出测量点的三维坐标，甚至速度和时间。

(二) GPS 卫星

GPS 卫星不断在更新中，从 1978 年首次发射以来，已经发射了四种型号的卫星，目前新型卫星正在研制中。目前在轨卫星技术参数如下：

制造：	Rockwell Int'l
高度：	20200km
质量：	860kg
大小：	5m(太阳能帆板展开)
轨道周期：	12h
寿命：	7.5y

GPS 卫星运行在固定的轨道上，随时和地面控制系统保持联系，并不断向外发射 GPS 信号。工作流程如下：

(1) GPS 卫星发送的信号包含：载波、测距码(伪随机码)、数据码(导航电文)。测距码和数据码采用调相技术调制到载波上。载波采用 L 波段的两个无线载波(1227.60MHz 和 1575.42MHz)。每个载波用导航定位信息 NM 和伪随机码 PRN 测距信号进行双相调制，如图 9-32 所示，用于捕获信号及粗略定位的 PRN 叫 C/A 码，精密测距码叫 P 码。由导航电文可以知道该卫星当前的位置和卫星的工作情况。采用两个载波的目的是，双频接收时利

用双频技术消除电离层折射影响,以提高定位精度(可达 0.2~0.3m)。

测距码(伪随机码)是一个具有一定周期取值 0 和 1 的离散符号串,具有类似高斯噪声的良好自相关性和某种确定的编码规则。使用伪随机码技术,是为了识别和分离各颗卫星信号(各个卫星的伪随机码不同),并提供无模糊度的距离数据。接收机利用机内产生的伪随机码和接收到的伪随机码相关对齐,来捕获和识别来自不同卫星的伪随机码。C/A 码具有码长短(周期 1ms,易捕获),码元宽度大($0.978\mu\text{m}$,测距误差大,因为码不可能绝对对齐,对齐误差会带来计算误差,测距误差按码元宽度 1/100 计算,误差为 2.93m)的特点;P 码具有码长(周期 7 天,不易捕获),码元宽度小($0.0978\mu\text{m}$,测距误差按码元宽度 1/100 计算,误差为 0.293m)的特点。

(2) 在卫星飞越地面注入站上空时,接收由地面注入站发送到卫星的导航电文和其他信息,并通过 GPS 信号电路,适时发送给用户。

(3) 接收地面主控站通过注入站发送到卫星的调度命令,适时改正运行偏差或启用备用时钟等。

GPS 卫星的核心部件是:时钟、导航电文存储器、双频发射和接收机、微处理机。卫星钟由地面站检验,其钟差等信息由地面站注入卫星后转发给用户。

(三)GPS 时间系统

GPS 系统是测时测距系统,时间在 GPS 测量中是一个基本的观测量,卫星的信号、卫星运动、卫星坐标都与时间密切相关,因此系统对时间的要求既要稳定又要连续。卫星钟和接收机钟均采用稳定而连续的 GPS 时间系统。任何时间系统应有其尺度单位和起点,GPS 时间系统也不例外。

GPS 时间系统采用原子时 ATI 秒长作为时间基准,即时间尺度单位。该时间系统的起点定义在 1980 年 1 月 6 日协调世界时 0 时。尺度单位秒长定义为铯原子 CS133 基态的两个超精细能级间跃迁辐射振荡 9192631170 周所持续的时间。每颗 GPS 卫星都安装有 4 台原子钟,卫星时钟 GPS 时间受美海军天文台监测,及时发布卫星钟差(钟差即卫星钟面时间和 GPS 系统时间的差值,两者同步时,差值为 0,即卫星钟准确)。

(四)GPS 定位原理

依据不同的测距原理,GPS 定位方法有:伪距法定位、载波相位测量定位、差分 GPS 定位。

1. 伪距法

通过测距码的码相关技术求得卫星与接收机间的距离(伪距),然后用距离交会方法求待测点坐标。

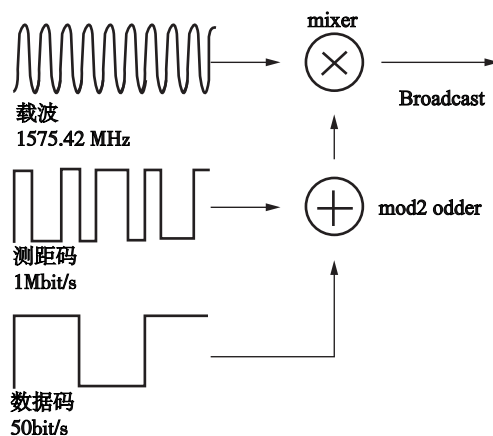


图 9-32 GPS 信号调制

如果接收机同时接收到三颗卫星信号,并能准确获得三颗卫星信号到接收机的时延,则三颗卫星到接收机的距离可以准确得到,因为卫星的空间位置准确已知,利用距离交会法容易得到接收机的空间位置。但由于卫星信号到接收机的时延不能准确得到,因此卫星到接收机的距离不能准确得到。利用不准确的时延得到的不准确距离称为伪距,利用伪距进行定位的方法就是伪距法。

伪距计算主要是由于 GPS 信号传输延迟无法准确得到(接收机时钟和卫星时钟各自独立运行,不能保证它们严格同步,因而接收码和本机码相关后确定的时差包含两个时钟不同步误差),参与距离计算的时差包含时钟不同步误差和真实延迟,因而计算距离不是真实数据,而是伪数据,从而称为伪距。因为所有卫星时钟同步,所以接收机时钟和卫星时钟的钟差对于接收机同时接收到的卫星信号来说都相同,设为 dT 。则有

$$\begin{aligned} P'_1 &= \sqrt{(X_S^1 - X)^2 + (Y_S^1 - Y)^2 + (Z_S^1 - Z)^2} + cdT \\ P'_2 &= \sqrt{(X_S^2 - X)^2 + (Y_S^2 - Y)^2 + (Z_S^2 - Z)^2} + cdT \\ P'_3 &= \sqrt{(X_S^3 - X)^2 + (Y_S^3 - Y)^2 + (Z_S^3 - Z)^2} + cdT \\ P'_4 &= \sqrt{(X_S^4 - X)^2 + (Y_S^4 - Y)^2 + (Z_S^4 - Z)^2} + cdT \end{aligned} \quad (9-107)$$

式中 P'_1, P'_2, P'_3, P'_4 ——接收机到卫星 1、卫星 2、卫星 3、卫星 4 的伪距;

X_S^1, Y_S^1, Z_S^1 ——卫星的位置坐标;

X, Y, Z ——接收机天线位置坐标。

如果没有钟差,则接收机只需要观测到三颗卫星即可准确定位。GPS 定位系统需要至少观测到四颗卫星,就是因为存在位置量钟差 dT 。以上四个方程可以求出接收机天线所处位置坐标 (X, Y, Z) , 根据求出的钟差 dT , 就可以获得准确的 GPS 系统时间。以上分析中没有考虑对流层和电离层对 GPS 信号传播的影响,这方面的影响可以通过模型进行修正。

2. 载波相位法

利用测距码进行伪距测量是 GPS 系统的基本测距方法,由于测距码的码元宽,对一些高精度应用来说测距精度不能满足要求。如果把载波作为测量信号(载波的波长相当于测距码的码元,很短, L_1 载波只有 19cm, L_2 载波只有 24cm),就可以达到很好的精度。

载波相位法定位,就是测量卫星载波信号与接收机本振信号的相位差,间接测定卫星到接收机天线间的距离,然后根据距离交会法确定待测点位置坐标。

3. 差分法

差分 GPS 定位,是将一台 GPS 接收机安置在参考站(基准站)上进行观测,基准站将已知的测站精密坐标和接收到的卫星信息直接或经过处理后实时发送给流动站接收机(待定点),流动站接收机在进行 GPS 观测的同时,也接收到基准站的信息,经过对结果进行改正,从而提高定位精度。单基准站的差分按基准站发送信息方式来分,可分为位置差分、伪距差分和相位差分。基准站的位置坐标通常精确已知。

(1) 位置差分。基准站发送位置修正量。这种方法计算简单,适用于各种型号的 GPS 接收机,但基准站与流动站必须接收同一组卫星信号,当基准站与流动站距离较远时难以做到。

(2) 伪距差分。基准站发出的修正量是基准站至各颗卫星间的伪距修正量。这种差分实际应用较广,基准站提供所有卫星的改正数,流动站接收机只要任意观测4颗以上卫星就可以定位,但其精度仍随基准站与流动站接收机的距离增大而降低。

(3) 相位差分。即实时处理两个观测站载波相位观测量的差分方法,又分两类:一类是基准站将载波相位修正值发送给流动站,改正流动站接收到的相位,再解求坐标;另一类是基准站将采集的载波相位发送给流动站,进行求差解算坐标,相当于相对定位。

三、GPS 系统特点与应用

GPS 定位具有三个特点:全球性、实时性、高精度,而且定位精度和工作时间没有关系。但也存在一些不足:

- (1) 卫星星座对地面覆盖面不全,部分地区不能及时观测到足够数量的卫星进行定位;
- (2) 当飞行器的机动超过接收机动态范围时,接收机会失锁,不能工作;
- (3) 接收机的数据更新频率不能满足高速飞行器的实时控制要求。

以上不足使 GPS 全球定位系统在高可靠性领域(如制导弹药),只能作为一种辅助导航设备,而不能完全用它来进行导航定位。

惯性制导的主要缺点是惯性制导系统定位误差随时间积分而增大,因而难以保证长时间高精度工作。如果把 GPS 的长时间高精度性能和惯性制导系统的短时间高精度性能结合起来,组合后的制导系统在性能上将有很大提高。

GPS/INS 综合的优点是:利用 GPS 数据对惯导系统进行校准,惯导数据可以提高 GPS 跟踪卫星的能力。美军“战斧”式巡航导弹就采用了 GPS/INS 综合导航技术,因为巡航导弹飞行时间长(速度低、射程大),单一惯性导航在后期精度差。目前美军正在积极开展 GPS/INS 组合系统的广泛应用研究。

四、我国北斗卫星导航系统

(一) 我国北斗卫星导航系统“三步走”发展战略

北斗卫星导航系统(COMPASS 或 Beidou)是我国正在实施的自主研发、独立运行的卫星导航系统,其目标是在全球范围内全天候、全天时为各类用户提供高精度、高可靠的定位、导航、授时服务,并兼具短报文通信能力。寄托着无数国人殷切期望的北斗卫星导航系统举足轻重,举世瞩目,它通常与 GPS、GLONASS 和 Galileo 系统一起被誉为全球四大卫星导航系统。北斗卫星导航系统建设在根据“质量、安全、应用、效益”的总要求和坚持“自主、开放、兼容、渐进”的发展原则下,按照“先区域、后全球”的总体思路分步实施,采取“三步走”的发展战略稳步推进。

第一步,在2000年初步建成了北斗卫星导航试验系统。我国早在20世纪70年代就开始了导航卫星的论证和研究工作,接着在80至90年代制定并开展了“北斗一号”(其正式的英文名称为 Beidou)工程建设,其目的是利用少量的地球静止轨道卫星来完成试验任务,为北斗卫星导航系统建设积累技术经验、培养人才,研制一些地面应用基础设施设备等。我国自2000年10月起开始陆续发射北斗一号试验卫星,2002年系统试验运行,使得我国成为继美、俄之后的世界上第三个拥有自主卫星导航定位系统的国家。完整的北斗一号系统由具有4颗位于赤道上空36000km的地球静止卫星的空间星座、1个地面中心站、地面网管中

心、测轨站、测高站和数十个分布在全国各地的地面参考标校站组成，它是一个成功的、实用的、投资很少的初始起步系统。该系统除了为中国全境和周边部分邻国提供定位、授时和简易通信服务以外，它还播发广域差分 GPS 信息和完好性信息。

北斗一号是一种利用卫星对用户进行双向测距的主动式导航系统，不仅用户设备与卫星之间需要接收来自地面中心控制系统的询问信号，而且用户设备还需要向卫星发射应答信号。北斗一号卫星并不发射导航电文，也不配置高精度的原子钟，它的核心功能只是用于在地面中心站与用户之间进行双向信号中继。北斗一号卫星导航系统又称为双星定位导航系统，它的工作过程可描述如下：

(1) 地面中心站定时向两颗卫星同时发送调制着测距码、电文帧和时间码等信息的询问信号。

(2) 卫星接收到询问信号，经卫星转发器变频放大后向服务区内的用户转发询问信号。

(3) 用户响应其中一颗卫星的询问信号，并立即同时向两颗卫星发送包含着特定测距码和用户高程信息的应答信号。

(4) 两颗卫星将所收到的用户应答信号经卫星转发器变频放大后下传到地面中心站。

(5) 地面中心站(以及随后的地面网管中心)接收并解调用户的应答信号，并根据用户的申请服务内容进行相应的数据处理。

(6) 针对用户的定位申请，地面中心站计算出用户的三维坐标位置，再将它发送给卫星。

(7) 卫星又收到地面中心站发来的定位结果坐标数据或者通信内容，经卫星转发器发给用户或者收件人。

北斗一号的定位算法基于如下的三球相交原理：地面中心站检测出用户发出的定位应答信号分别传播到两颗卫星的两个时间延迟，而由于地面中心站和两颗卫星的位置是已知的，因而根据这两个时间延迟量，地面中心站可以计算出用户到第一颗卫星的距离，以及用户到两颗卫星的距离之和；知道了用户处在以第一颗卫星为球心的一个球面和以两颗卫星为焦点的椭球面的交线上，地面中心站接着调用电子高程图，查寻到用户的高程值(即第三个球面)，如此计算出用户所在位置的三维坐标。对那些无数字高程图的区域，用户则需要提供所在位置的气压测高信息。

因为北斗接收机需要具有接收和发射无线电信号的双重功能，所以与只需接收信号的 GPS 接收机相比，北斗接收机不但在体积、质量、价格和功耗方面均处于不利地位，而且还失去了无线电隐蔽性。因为北斗导航系统的服务采用询问/应答形式，并且地面中心站还解算用户位置坐标值，所以与 GPS 不同，整个北斗导航系统所能支持的用户设备容量是有限的，地面中心站所给出的定位结果需要经过一定的时延才能被用户最终获得，以及系统由于对地面中心站的过分依赖而变得脆弱。立足于当时我国国情建成的北斗一号在系统设计和定位工作流程上还存在许多其他技术性缺陷，比如无冗余测距信息、定位精度不高和申请使用所需的手续烦琐等问题。显然，北斗一号尚不能满足我国国防建设和国民经济长期发展对卫星导航系统的性能要求。当然，北斗一号也有一些与众不同的优点，比如因为北斗具有定位和通信双重功能，所以它有能力不需借助外界其他通信系统而将用户的定位结果转送给他人，而这正是北斗一号在 2008 年汶川大地震后的救灾中能发挥重要作用的原因所在。

第二步,2012年北斗卫星导航(区域)系统为中国及周边地区提供服务。在取得了第一代北斗卫星导航系统建设成果的基础上,我国于2004年批准建设第二代北斗卫星导航系统,即“北斗二号”区域系统(其正式的英文名称为COMPASS),并于2007年开始正式动工。第二代北斗卫星导航系统并不是北斗一号的简单延伸,它一方面采用了与GPS一样的单向时间测距的被动式导航体制,以实现单程无源定位,使用户容量不再受到限制,另一方面又继承了北斗一号已有的如星地双向测时、测距和简短报文通信等一些成熟技术。

北斗卫星导航(区域)系统空间星座由地球静止(GEO)卫星、地球中轨(MEO)卫星和倾斜地球同步轨道(IGSO)卫星组成,而这种GEO与非GEO相混合的星座设计是根据我国国情以及经济与技术实力而从众多星座方案中优选出来的。2007年4月14日,我国在西昌卫星发射中心用“长征三号甲”运载火箭,成功将第一颗北斗二号MEO导航卫星送入太空。2011年12月2日,我国北斗二号卫星导航系统的第十颗卫星又成功发射,这也是中国北斗卫星导航系统组网的第五颗倾斜地球同步轨道卫星。至2012年底,北斗卫星导航(区域)系统的在轨工作卫星有5颗GEO卫星、4颗MEO卫星和5颗IGSO卫星,并且该系统早已开始向我国及周边地区提供连续的导航定位和授时服务。

北斗二号提供两种服务方式:开放服务和授权服务。开放服务是在服务区免费提供定位、测速和授时服务,定位精度为10m,测速精度为0.2m/s,授时精度为50ns。授权服务是向授权用户提供更安全的定位、测速、授时和通信服务以及系统完好性信息。

2011年12月,中国卫星导航系统管理办公室向外公布了《北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件(测试版)》,它给出了关于北斗B1频点信号的一些规范。2012年12月,全球翘首以盼的《北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件:公开服务信号B1I》又被正式公开,这充分体现了我国对自己拥有的卫星导航定位系统及其应用技术的坚定信心,对开发北斗系统的豪迈热情以及向全世界北斗用户免费提供高质量服务的郑重承诺。

北斗B1信号的载波中心频率为1561.098MHz,周期与码率分别为2046码片,与2.046Mcps的伪码属于Gold码,采用QPSK调制,是一种呈右旋圆极化的CDMA导航信号。北斗卫星导航系统采用2000中国大地坐标系(CGCS2000),北斗时间系统是一个与GPS时间系统相仿的连续、不跳秒的时间系统。北斗卫星导航系统一直受到世界各国的关注,人们对北斗卫星信号的跟踪与测量以及对其信号结构的分析与推测曾经一直热闹非凡。

第三步,2020年全面建成北斗卫星导航系统。中国自主研发的北斗卫星导航系统从2009年起进入了组网高峰期,预计在2020年左右形成覆盖全球的卫星导航定位系统。基于只针对我国境内用户导航定位要求的北斗二代,北斗卫星导航系统通过发射MEO卫星而逐步扩展成一个具有全球覆盖的卫星星座,到时整个星座将由5颗GEO卫星和30颗非GEO卫星(包括3颗IGSO卫星和27颗MEO卫星)组网而成。除了具有前几代北斗系统所已经体现出来的开放性、自主性和渐进性以外,北斗卫星导航系统的建设与发展还将遵循兼容性与互操作性,即在全球卫星导航系统国际委员会(ICG)和国际电信联盟(ITU)的框架下,北斗卫星导航系统将实现与世界上各个GNSS的兼容与互操作,让全球用户都能享受到由卫星导航技术发展所带来的成果。

(二) 北斗一代(Beidou I)卫星导航系统

1. Beidou I 系统构成

Beidou I 卫星导航系统由空间段、地面段和用户段三部分组成,如图 9-33 所示。与全球卫星导航系统不同的是,Beidou I 只有两颗工作卫星,属于区域卫星导航系统。

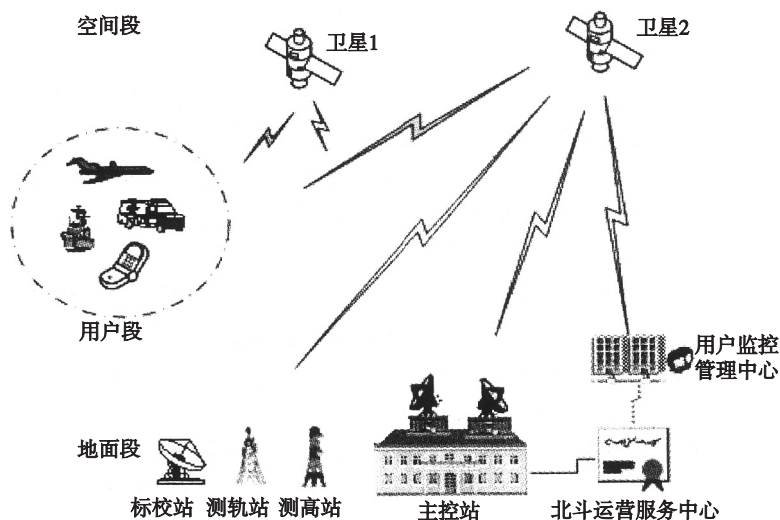


图 9-33 Beidou I 卫星导航系统组成

(1) 空间段。

Beidou I 卫星导航系统采用双星定位技术,空间卫星指的是地球同步轨道上距离地面 36000km 的两颗工作卫星,分别位于赤经 80°E 和 140°E ,升交点赤经相差 60° ,能够覆盖地球 $70^{\circ}\text{E} \sim 140^{\circ}\text{E}$ 、 $5^{\circ}\text{N} \sim 55^{\circ}\text{N}$ 的区域。Beidou I 系统建成后又发射了两颗备用卫星,分别位于赤经 110.5°E 和 86°E 。Beidou I 卫星的发射情况如表 9-1(表中包括两颗 COMPASS 实验卫星)所示。

表 9-1 卫星发射时间表

日 期	火 箭	卫 星	轨 道
2000 年 10 月 31 日	长征三号甲	北斗-1A	140°E
2000 年 12 月 21 日	长征三号甲	北斗-1B	80°E
2003 年 5 月 25 日	长征三号甲	北斗-1C	110.5°E
2007 年 2 月 3 日	长征三号甲	北斗-1D	86°E
2007 年 4 月 14 日	长征三号甲	北斗-2A	中地球轨道
2009 年 4 月 15 日	长征三号丙	北斗-2B	地球同步轨道

Beidou I 导航卫星选用东方红三号卫星平台, 总质量约 2300kg, 设计使用寿命为 8 年。卫星采用三轴稳定方式, 由转发器、天线、电源、测控、姿态和轨道控制等分系统组成。卫星为 2000mm × 1720mm × 2200mm 的立方体箱形结构, 分为服务舱、推进舱和载荷舱。卫星上的遥测系统能够接收来自地面主控站发出的命令, 根据主控站的指令进行工作状态调整。Beidou I 导航卫星的主要任务是转发主控站和接收机间的信号。卫星与主控站使用 C 波段实现通信, 从主控站发出的信号采用 6.3GHz 线极化波, 进入主控站的信号采用 5.1GHz 线极化波。卫星与接收机的通信则采用 L 波段和 S 波段, 接收机向卫星发射的信号为 1.6GHz 右旋圆极化波, 而卫星向接收机发射的信号为 2.5GHz 左旋圆极化波。

(2) 地面段。

Beidou I 地面段由主控站、测轨站、测高站和标校站等组成, 是导航系统的控制、计算、处理和管理中心。测轨站、测高站、标校站均为无人值守的自动数据测量与收集中心, 在主控站的监测与控制下工作。

① 主控站。主控站除监控整个系统工作外, 还负责用户的注册和运营、监控卫星工作、实现与卫星之间的通信、监控地面上其他子系统的工作、对 Beidou I 接收机发送的业务请求进行应答处理以及将处理结果通过卫星发送给接收机。与其他卫星导航系统采用被动定位不同的是, Beidou I 接收机的定位解算过程由主控站执行: 主控站利用电波在主控站、卫星、用户间往返的传播时间以及气压高度数据、误差校正数据和卫星星历数据, 结合存储在主控站的系统覆盖区数字高程地图对用户进行定位。

② 测轨站。在卫星导航定位中, 卫星在轨位置对于定位解算至关重要, 卫星轨道坐标的测量误差将直接引起定位误差。为精确解算接收机的坐标, 在 Beidou I 卫星导航系统中建立了多个坐标已知的测轨站, 各测轨站将卫星轨道的测量结果发送至主控站, 主控站根据收到的观测信息精确计算卫星在轨位置。

③ 测高站。在 Beidou I 卫星导航系统覆盖区内已设立了若干测高站, 用气压高度计测量测高站所在地区的海拔高度, 通常一个测高站测得的数据粗略地代表了其周围 100 ~ 200km 地区的海拔高度。海拔高度和该地区大地水准面高度之和就是该地区实际地形离基准椭球面的高度, 测高站将测量结果发送给主控站, 以便主控站解算接收机坐标时调用。

④ 标校站。由于信号传播、接收机高程等信息受各种误差影响较大, 为提高定位精度, 在系统覆盖区内设立了若干坐标已知的标校站, 实施差分测量。接收机距离标校站越近、覆盖区域中标校站数量越多, 则定位误差越小。

(3) 用户段。

用户段主要是指 Beidou I 接收机, 该接收机同时具备定位、通信和授时功能。北斗卫星导航系统运营服务商和系统集成商根据用户的需求为用户构建适合的应用系统并配置北斗用户机, 北斗运营服务中心将授权用户一个与手持机号码类似的 ID 识别号, 用户按照 ID 号注册登记后, 北斗运营服务中心为用户开通服务, 用户机正式投入使用。根据北斗用户机的应用环境和功能的不同, 可分为以下五种类型:

① 普通型。该型用户机只能进行定位和点对点的通信, 适合于一般车辆、船舶及便携用户的定位导航应用, 可接收和发送定位及通信信息, 与主控站及其他用户终端双向通信。

② 通信型。该型用户机适合于野外作业、水文测报、环境监测等各类数据采集和数据传输用户, 可接收和发送短报文信息, 与主控站和其他用户终端进行双向或单向通信。

③ 授时型。该型用户机适合于授时、校时、时间同步等用户，可提供数十纳秒级的时间同步精度。

④ 指挥型。指挥型用户机供拥有一定用户数量的上级集团管理部门所使用，除具有普通型用户机的所有功能外，还能够播发通信信息和接收主控站发给所属用户的定位通信信息。指挥型用户机适合于指挥中心指挥调度、监控管理等应用，具有鉴别、指挥下属其他北斗用户机的功能，同时还可与下属北斗用户机及中心站进行通信，接收下属用户的报文，并向下属用户发播指令。

⑤ 多模型。此种用户机既能接收北斗卫星定位和通信信息，又可利用 GPS 系统或 GPS 增强系统进行导航定位，适合于对位置信息要求比较高的用户。

2. Beidou I 卫星信号

Beidou I 卫星导航系统主控站通过卫星向用户转发的信号包含同相(I)和正交(Q)两个通道。两个通道分别对信息进行卷积编码和扩频，然后采用 QPSK 方式调制到高频载波上，其中，I 通道采用 Kasami 码进行扩频，调制定位、通信、授时或其他服务信息；Q 通道采用 Gold 码进行扩频，调制定位和通信信息。Beidou I 信号编码、扩频、调制过程如图 9-34 所示，图中 f_c 表示载波频率。

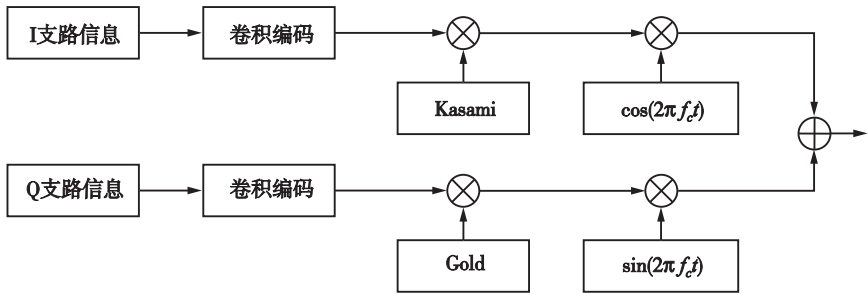


图 9-34 Beidou I 导航系统主控站信号调制方式

Beidou I 的导航信息在时间上采用帧结构方式，每秒传送 32 帧，每帧包含 250bit，传送时间为 31.25ms，信息格式如表 9-2 所示。

表 9-2 Beidou I 导航信息

类别	授 时 信 息													空帧	重播	其他		
出站 帧号	1 ~ 5 帧	6 ~ 7 帧	8 ~ 12 帧	13 帧	14 ~ 34 帧			35 ~ 46 帧			47 ~ 53 帧	54 ~ 117 帧				118 ~ 128 帧	129 ~ 245 帧	246 ~ 1920 帧
内 容	时刻	闰秒	时差	卫星号	卫星位置			卫星速度			时延	电磁波传播修正模型参数 A_0, \cdots, A_{15}				暂 无	重播 1 ~ 117	内 容 待 定
					X	Y	Z	X	Y	Z		A_0	A_1	\cdots	A_{15}			
	20 bit	8 bit	20 bit	4 bit	28 bit	28 bit	28 bit	16 bit	16 bit	16 bit	28 bit	16 bit	16 bit	16 bit	16 bit			

表 9-2 中各参数说明如下：

时刻——第一帧开始时对应的时刻，单位为 min。

闰秒——Beidou I 系统时间与协调世界时之间相差的整秒数，单位为 s。

时差——Beidou I 系统时间与协调世界时之间的时间差，单位为 10ns。

卫星号——转发本次出站的授时数据对应的卫星号。

卫星位置——卫星在北京坐标系 P54 中的位置，单位为 m。

卫星速度——卫星在北京坐标系 P54 中的速度，单位为 m/s。

时延——从主控站到卫星的对流层/电离层延时，单位为 ns。

电磁波传播修正模型参数——用于对电磁波传播延时进行模型修正，与系统选用的模型有关。

3. Beidou I 工作原理

如图 9-35 所示，Beidou I 系统工作时首先由主控站向卫星 1 和卫星 2 同时发送询问信号，经卫星上的转发器向服务区内的用户广播，用户响应其中一颗卫星的询问信号，同时向第二颗卫星发送响应信号(用户的申请服务内容包含在内)，经卫星转发器向主控站转发，主控站接收、解调用户发送的信号，测量出用户所在点至两颗卫星的距离和，然后根据用户的申请服务内容进行相应的数据处理。

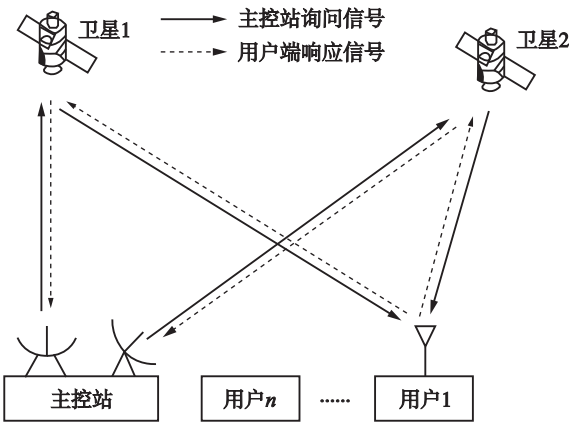


图 9-35 Beidou I 信号转发示意图

在用户端，Beidou I 接收机除具备信号接收通道外，还包括发射通道，用于发送用户请求信号。当用户接收机需要进行定位、通信或授时服务时，信号处理模块完成相应请求信号的编码、扩频、调制，形成发射信号，并通过卫星向主控站转发，主控站处理完成后再通过卫星将处理结果发送给接收机，完成用户所需的定位、通信或授时服务。由于在定位时接收机需要向卫星发送信号，根据信号传播的时间计算接收机坐标，所以 Beidou I 卫星导航系统是一种有源定位系统。

由于采用主动式定位，在某一时刻，主控站需要响应所有用户的定位请求，因而系统容量有一定的限制，Beidou I 的平均用户容量约为 30 万个。

(1) 通信原理。

在 Beidou I 导航系统中,接收机与接收机之间、接收机与主控站之间均可实现双工通信。每个接收机采用不同的加密码,所有的通信内容和指令均通过主控站进行转发。主控站可以和系统中任何接收机利用时分多址方式进行通信,即主控站分不同时段向不同接收机发送信号,实现和不同接收机的通信。每次通信可传送最多 120 个汉字。

当接收机需要和主控站通信时,通信内容存储在询问信号和回答信号的信息段中,由主控站对通信内容解调,获得原始信息,经卷积编码、扩频和调制后发送至卫星,并由卫星向接收用户转发。如果系统中某一用户接收机收到主控站发来的第 I 帧信号,该接收机以此时刻为基准,延迟预定时间 T_0 并截取一段足够长的信号,以避免丢失数据造成无法解调,在对接收信号的询问信号段的信息进行解扩、解调和解码后,即可得到主控站的通信内容。信号接收完成后可向卫星发射应答信号,实现接收机对主控站的回复。

在上述通信过程中,主控站利用接收机的 ID 识别不同的用户。当 i 接收机需要与 j 接收机通信时,将 j 接收机的 ID 和通信内容置入其应答信号的通信信息段中,通过卫星转发给主控站,主控站将 i 接收机要发送的通信内容转存在询问信号中, j 接收机接收到卫星转发的询问信号后,识别自己的地址码并获得 i 接收机发送的通信内容和 i 接收机的 ID 码。如果 j 接收机需要对 i 接收机进行回复,重复上述过程即可。

(2) 授时原理。

授时是指接收机通过接收卫星发送的时间信号获得本地时间与北斗标准时间的钟差,然后调整接收机本地时钟与北斗标准时间同步的过程。在 Beidou I 卫星导航系统中,接收机根据卫星发射的信号核准自身时钟,可以得到很高的时钟精度。Beidou I 可为用户提供两种授时方式:单向授时和双向授时。

① 单向授时。接收机从卫星发送的信号中提取出时间信息,由接收机自主计算出钟差并修正本地时间,使本地时间和北斗标准时间同步,这种授时即为单向授时,精度优于 30ns。

卫星广播信息中的第一帧数据发送标准北斗天、时、分时间信号,时间修正数据和卫星坐标信息,这些信息调制在广播信号中,每一帧信号的时间基准与原子钟产生的时标用同一频率原子钟来实现。接收机获得上述数据后,解调出各种时间码,然后测出本地时钟和主控站时钟的钟差,调整本地时钟使之与主控站时钟一致,实现单向授时。

② 双向授时。接收机只接收信号,不进行时间解算,所有信息处理都在主控站进行,接收机只需把接收的时标信号通过卫星回复给主控站,这种方式称为双向授时,精度优于 10ns。如主控站在 T_0 时刻发送时标信号 S_{T_0} ,该时标信号到达卫星后,由卫星向接收机转发,接收机对接收到的信号进行简单处理,再经过卫星将信号回复给主控站。也就是说,表示时间 T_0 的时标信号 S_{T_0} 经过一定的时延,最终在 T_1 时刻回到了主控站。主控站将接收时标信号的时间与发射时间相减,得到信号的双向传播时延 $T_1 - T_0$,进而可以得到单向传播时延。主控站将单向传播时延发送给接收机,接收机根据接收到的时标信号及单向传播时延计算出本地时间与主控站时间的差值修正本地时间,使之与主控站的时间同步,实现双向授时。

③ 定位原理

a. 基本原理。由于参与定位的卫星数量有限,Beidou I 借助大地高程信息通过两颗卫

星实现用户的三维定位,即主控站根据两颗卫星的位置坐标、卫星至接收机的伪距以及接收机的大地高程组成观测方程计算接收机的位置坐标。

系统定位原理如图 9-36 所示,分别以两颗卫星为球心,以卫星至接收机的伪距 ρ_1 和 ρ_2 为半径可分别得到两个球面,由于两颗卫星直线距离(约为 42000km)小于卫星至接收机的距离之和 $36000 \times 2 = 72000\text{km}$,因此两球面必然相交且形成一个穿过赤道的交线圆弧,由此可确定接收机在该圆弧上,此时还需要利用额外的信息才可以确定接收机位于此交线圆的具体位置。由于 Beidou I 的主控站配有电子高程地图,由它可以获得一个以地心为球心、以球心至地球表面高度为半径的非均匀椭球面,卫星的交线圆与该椭球面同样存在交点,接收机的位置可唯一确定。

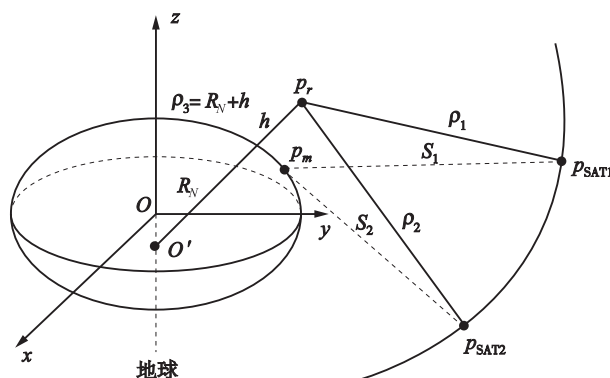


图 9-36 系统定位原理图

设 $p_{\text{SAT}i}(x_{\text{SAT}i}, y_{\text{SAT}i}, z_{\text{SAT}i})$, $i = 1, 2$ 为卫星坐标, $p_m(x_m, y_m, z_m)$ 为主控站坐标, $p_r(x_r, y_r, z_r)$ 为接收机坐标, $p_{O'}(x_{O'} = 0, y_{O'} = 0, z_{O'} = -R_N e^2 \sin \lambda)$ 为接收机处椭球法线与短轴的交点坐标, R_N 为接收机所在测站点的卯西圈曲率半径, e 为参考椭球偏心率, λ 为测站点纬度。接收机至卫星 1 和卫星 2 的距离分别为 ρ_1 和 ρ_2 , 接收机至 $p_{O'}$ 的距离为 ρ_3 , 卫星 1 和卫星 2 至主控站的距离分别为 S_1 和 S_2 。接收机坐标包含三个未知数 (x_r, y_r, z_r) , 若要解出三个未知数, 必须建立三个方程。通过卫星位置信息可以得到两个方程, 利用主控站的数字化地形图、接收机携带的测高仪可得到接收机大地高 h , 从而得到第三个方程, 联立三个方程即可解算出接收机的坐标为:

$$\begin{cases} \rho_1 = f(p_{\text{SAT}1}, p_r) \\ \rho_2 = f(p_{\text{SAT}2}, p_r) \\ \rho_3 = f(h, p_r) \end{cases} \quad (9-108)$$

b. 定位方程求解。主控站在接收到应答信号后进行接收机坐标计算, 具体解算时可以不利用校准信息进行单点定位, 也可以利用校准信息实现差分定位。单点定位解算的典型计算方法有多种, 如代入法、相似椭圆法、三点交会法和近似椭球法等, 几种方法的解算精度相差不大, 而三点交会法的计算量要小于其他几种方法。下面就以三点交会法为例说明接收机坐标解算过程。

由图 9-37 可得

$$\begin{cases} \rho_1 = f(p_{\text{SAT1}}, p_r) = \sqrt{(x_{\text{SAT1}} - x_r)^2 + (y_{\text{SAT1}} - y_r)^2 + (z_{\text{SAT1}} - z_r)^2} \\ \rho_2 = f(p_{\text{SAT2}}, p_r) = \sqrt{(x_{\text{SAT2}} - x_r)^2 + (y_{\text{SAT2}} - y_r)^2 + (z_{\text{SAT2}} - z_r)^2} \\ \rho_3 = f(p_{O'}, p_r) = [x_r^2 + y_r^2 + (z_r + R_N e^2 \sin \lambda)^2]^{1/2} = R_N + h \\ S_1 = f(p_{\text{SAT1}}, p_m) = \sqrt{(x_{\text{SAT1}} - x_m)^2 + (y_{\text{SAT1}} - y_m)^2 + (z_{\text{SAT1}} - z_m)^2} \\ S_2 = f(p_{\text{SAT2}}, p_m) = \sqrt{(x_{\text{SAT2}} - x_m)^2 + (y_{\text{SAT2}} - y_m)^2 + (z_{\text{SAT2}} - z_m)^2} \end{cases} \quad (9-109)$$

主控站定位的观测量是信号在主控站、卫星、接收机之间往返传播的时间，相应的距离为 D_1 和 D_2 ， D_1 为主控站与接收机间信号经其中一颗卫星转发所对应的距离， D_2 为经两颗卫星转发所对应的距离，如图 9-37 所示，相应的方程为：

$$\begin{cases} D_1 = 2(S_1 + \rho_1) = 2[f(p_{\text{SAT1}}, p_m) + f(p_{\text{SAT1}}, p_r)] \\ D_2 = S_1 + \rho_1 + S_2 + \rho_2 = f(p_{\text{SAT1}}, p_m) + f(p_{\text{SAT1}}, p_r) + f(p_{\text{SAT2}}, p_m) + f(p_{\text{SAT2}}, p_r) \\ D_3 = \rho_3 = f(p_{O'}, p_r) = R_N + h \end{cases} \quad (9-110)$$

式中，除接收机三个位置参数 $p_r(x_r, y_r, z_r)$ 外，其他均为已知量，故方程可解。

由于 $\sin \lambda$ 和 R_N 均为近似值，解算出一次接收机坐标后，可根据下式进行多次迭代找到最优解：

$$\begin{cases} \varphi_{k+1} = \arctan[z_r / (x_r^2 + y_r^2)^{1/2} (1 - \frac{e^2 R_{N(k)}}{R_{N(k)} + h})^{-1}] \\ R_{N(k+1)} = a(1 - e^2 \sin \lambda_{(k)})^{-1/2} \end{cases} \quad (9-111)$$

式中 a ——椭球长半轴。

当式(9-111)中的 $\lambda_{(k+1)}$ 和 $\lambda_{(k)}$ 的差值小于设定门限时迭代结束。

为提高 Beidou I 的定位精度，可利用若干坐标已知的标校站接收卫星信号并对其所在位置坐标进行解算，将解算坐标与已知的实际坐标进行比较，可得星历、信号传播、地球自转、相对论效应等引起的误差。将这些误差作为差分修正信息通过主控站发送到标校站以外的接收机，应选择距离较近的标校站发送的差分修正信息。为保证各标校站自身的完好性，标校站之间也能够互相收发差分信息。

除上述利用双星定位的方法外，由于 Beidou I 备份卫星已经发射，可考虑利用备份卫星实现三星定位。由于增加了一颗可观测卫星，此时系统性能将会得到一定的改善。

与其他卫星导航系统类似，Beidou I 的定位误差主要来自定时误差、距离测量误差和几何精度因子，其中的距离测量误差可以利用差分的方法进行抑制。值得一提的是，由于 Beidou I 在解算坐标时需要知道接收机所在位置的高程，它可通过测高仪提供。测高仪在测量时产生的误差对定位精度也会产生影响，而且在低纬度比在高纬度要大。当测距误差为 10m，高程误差为 10m 时，系统覆盖区域内接收机的单点定位精度在 100m 以内，差分定位精度在 30m 以内。

(三) COMPASS 卫星导航系统

与采用被动定位方式实现的全球性卫星导航系统相比，采用主动定位方式的 Beidou I 由于卫星数量有限，在信号覆盖范围、定位精度、隐蔽性、系统容量等方面存在很多不足，已不能满足我国日益增长的导航需求，其他卫星导航系统的发展也对 Beidou I 提出了更高的挑

战。为了克服 Beidou I 卫星导航系统的缺点,保留其可以进行报文通信的优点,我国于 2004 年开始筹建性能更高、覆盖面更广、技术更先进的 COMPASS 全球卫星导航系统。2007 年 4 月和 2009 年 4 月先后成功发射两颗 COMPASS 卫星进入预定轨道,标志着系统卫星组网工作正式启动。作为北斗第二代卫星导航系统,COMPASS 既能够兼容 Beidou I,又与其在工作原理和性能上存在明显的区别。

(1) COMPASS 卫星导航系统的接收机可免发上行信号,不再依赖主控站而是由接收机解算位置坐标,系统的用户容量不受限制,定位隐蔽性提高;

(2) 采用多颗卫星进行定位,而不是双星定位,不需要高程信息辅助;

(3) 保留了 Beidou I 的通信功能,能够实现报文或指令通信;

(4) 定位精度、授时精度更高。

COMPASS 卫星导航系统建成后将提供两种服务,一种是针对非授权用户的开放服务;另一种是针对特许用户的授权服务。开放服务在全球范围内定位精度可达 10m,授时精度可达 20ns,测速精度为 0.2m/s。授权服务可以提供更高精度的定位、授时、测速服务、局部区域内差分定位精度可以达到 1m,并且可以利用 COMPASS 卫星进行报文通信。

1. 系统构成

(1) 空间段。

COMPASS 卫星导航系统空间段计划由 5 颗地球静止轨道卫星和 30 颗非静止轨道卫星组成,其中 5 颗地球静止轨道卫星高度为 36000km,在赤道上空分布于 58.75°E、80°E、110.5°E、140°E 和 160°E;30 颗非静止轨道卫星由 27 颗中地球轨道卫星和 3 颗倾斜同步轨道(IGSO)卫星组成;27 颗中地球轨道卫星分布在倾角为 55°的 3 个轨道平面上,轨道高度为 21500km。如图 9-37 所示为 COMPASS 卫星轨道示意图,如图 9-38 所示为 COMPASS 倾斜同步轨道卫星和中地球轨道卫星。两者由于工作性质不同,在结构、配置和外形上均有所不同。

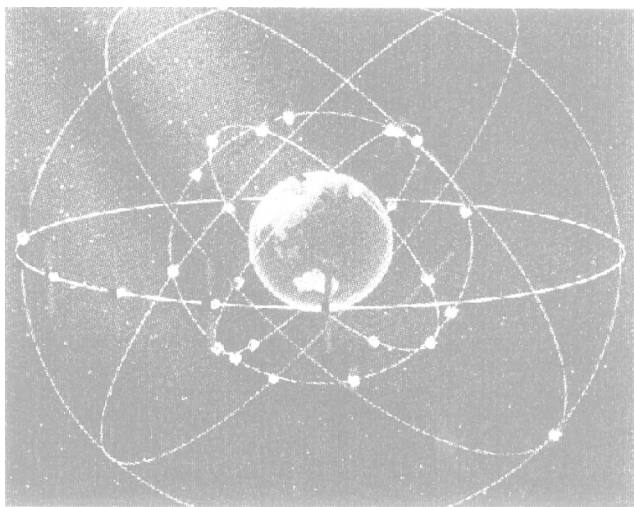


图 9-37 COMPASS 卫星轨道示意图

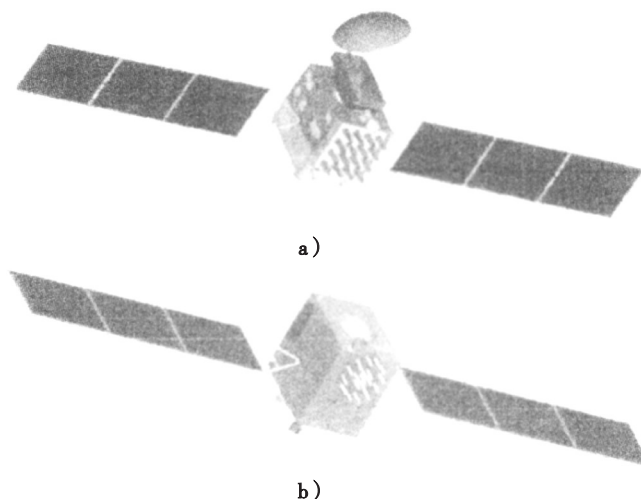


图 9-38 COMPASS 卫星

a) 倾斜同步轨道卫星；b) 中地球轨道卫星

(2) 地面段。

COMPASS 的地面段包括 1 个主控站、2 个注入站和 30 个监测站。监测站实时跟踪监测卫星工作状况和监测站附近的空、地理环境的变化，并将这些信息传送给主控站。主控站接收监测站发送的数据，编算导航电文、星历数据，将其与时间基准一同传送至注入站，协调管理注入站和监测站的工作，并根据监测数据控制卫星运行状态，保证 COMPASS 星座正常运转。注入站将卫星星历、导航电文、钟差和其他控制指令注入卫星。

2. 卫星信号

COMPASS 卫星导航系统与 GPS、伽利略系统在载波频率、信号结构和定位原理等方面有很多相似之处。根据国际电信联盟的登记，COMPASS 卫星将发射四种频率的信号，这些信号均采用 QPSK 调制(见表 9-3)。随着系统的逐步完善，还将发射其他频率的信号(见表 9-4)。出于安全保密以及与其他卫星导航系统兼容，避免在相同频段内与其他卫星导航系统的信号产生干扰，COMPASS 信号采用复用二元偏置载波(MBOC)、交替二元偏置载波(Alt-BOC)等调制方式。

表 9-3 COMPASS 卫星目前发射的信号

通 道	B1(I)	B1(Q)	B2(I)	B1(Q)	B3	B1-2(I)	B1-2(Q)
调制方式	QPSK		QPSK		QPSK	QPSK	
载波频率/MHz	1561.098		1207.14		1268.52	1589.742	
码片速率/($\text{Mc} \cdot \text{s}^{-1}$)	2.046	2.046	2.046	10.23	10.23	2.046	2.046
带宽/MHz	4.092		24		24	4.092	
服务类型	开放	授权	开放	授权	授权	开放	授权

表 9-4 COMPASS 新增信号

频 带	载波频率/MHz	码片速率/($\text{Mc} \cdot \text{s}^{-1}$)	调制方式	服务类型
B1 - CD	1575. 42	1. 023	MBOC(6, 1, 1/11)	开放
B1 - CP				
B1		2. 046	BOC(14, 2)	授权
B2aD	1191. 795	10. 23	AltBOC(15, 10)	开放
B2aP				
B2bD				
B2bP				
B3	1268. 52	10. 23	QPSK(10)	授权
B3aD		2. 5575	BOC(15, 2. 5)	授权
B3aP				

第三节 组合制导

一、组合导航基本概念

组合导航是指两种或两种以上导航技术的组合,组合后的系统称为组合导航系统。组合导航是现代导航理论和控制技术发展的结果,每种单一导航系统都有各自的独特性能和局限性。把几种不同的单一系统组合在一起,就能利用多种信息源互相补充,构成一种有多余度和导航准确度更高的多功能系统。根据不同的要求与目的,有各种不同的组合导航系统,但多以惯性导航系统作为主要导航子系统。组合导航应用到制导弹药上常称为组合制导。

(一) 惯性导航的特点

惯性导航主要有三个优点。

(1) 工作自主性强。惯性导航仅依靠弹载设备感测加速度,不依靠任何其他信息而能独立地完成导航任务,是一种自主性极强的导航方法。

(2) 提供非常全面的导航参数。惯性导航可以为弹体提供加速度、速度、位置、姿态和航向等非常全面的导航参数。还可以与控制系统交联,实现弹体的自动驾驶,极大地提高了攻击精度。

(3) 抗干扰能力强,适用条件宽。惯性导航对磁、电、光、热及核辐射等形成的波、场、线的影响都不敏感,具有极强的抗干扰能力,既不易被敌方发现,也不易被敌方干扰。同时不受气象条件限制,能满足全天候导航的要求;也不受地面形状、沙漠或海面的影响,能满足全天候导航的要求。

惯性导航的突出缺点是,导航精度随时间增长而降低。由于惯性导航的核心部件陀螺仪存在漂移误差,致使稳定平台随飞行时间的不断增长,偏离基准位置的角度不断增大,使加速度的测量和即时位置的计算误差不断增加,导航精度不断降低。为了提高远程飞行的精

度, 需要提高陀螺仪、加速度计的制造精度。目前各国都在继续发展高精度的惯性导航系统和天文导航系统, 但由于制造工艺的限制, 对于惯性导航系统而言, 要继续提高精度已经很难, 或者说, 要提高微小的惯性仪表精度, 就要付出相当高的代价。因此, 在继续发展高精度惯性导航系统的同时, 组合导航成为各国发展导航系统的重点, 其中惯性/卫星组合导航系统是最具有应用前景的组合导航系统。

(二) 组合导航的特点

组合导航的实质是以计算机为中心, 将各个导航传感器送来的信息加以综合和最优化数学处理, 然后对导航参数进行综合显示或输出。导航传感器包括各种导航设备和计算机外部设备等, 而显示设备等都是输出设备。

组合导航是近代导航理论和技术发展的结果。每种单一导航系统都有各自的独特性能和局限性。把几种不同的单一系统组合在一起, 就能利用多种信息源, 互相补充, 构成一种有多余度和导航准确度更高的多功能系统。

卫星导航系统和惯性导航系统都是目前世界最先进的导航系统, 二者各有所长, 相互无法取代。现代卫星导航系统定位精度高, 但不能连续提供运载体位置信号, 同时, 当运载体做剧烈动作或当导航星全球定位系统信噪比较低时, 导航精度将大为降低, 故卫星定位系统常与惯性导航系统组合。组合后的惯性/卫星导航系统, 不仅能大大改善惯性导航的位置和速度信息的精度, 而且还能估计出陀螺漂移和惯性平台姿态误差等各种误差量, 从而改善惯性导航系统性能。同时, 利用惯性导航系统提供的速度等信息还能改善卫星导航系统跟踪回路截获和锁定信号的能力。这种组合方式是组合导航系统的发展方向。

新的数据处理方法, 特别是卡尔曼滤波方法的应用是实现组合导航的关键。卡尔曼滤波通过运动方程和测量方程, 不仅考虑当前所测得的参量值, 而且还充分利用过去测得的参量值, 以后者为基础推测当前应有的参量值, 而以前者为校正量进行修正, 从而获得当前参量值的最佳估算。当有多种分系统参与组合时, 就可利用状态矢量概念。通常, 取误差本身作为状态矢量, 不是对速度、方位本身等做出最佳估计, 而是对速度误差、方位误差等做出最佳估计。把这一估算从实际测得的速度、方位中减去, 就得到此时此刻的速度、方位等参量。

(三) 基本的组合导航系统

根据不同的要求, 有各种不同的组合导航系统, 但多以惯性导航系统作为主要分系统。组合导航系统一般具有以下三种功能。

(1) 协合功能。利用各分系统的导航信息, 形成分系统所不具备的导航功能。如用大气数据计算机的空速信息和罗盘的航向信息工作的自动领航仪可以提供运载体位置信息。它是一种早期的组合导航系统。

(2) 互补功能。组合后的导航功能虽然与各分系统的导航功能相同, 但它能综合利用分系统的特点, 从而扩大了使用范围并提高了导航精度。

(3) 余度功能。两种以上导航系统的组合具有导航余度的功能, 增加了导航系统的可靠比。

目前的组合导航系统主要有以下几种类型:

1. 惯性/卫星组合导航系统

尽管美国的惯性导航系统精度很高, 且具有完善的卫星导航定位系统, 但他们仍一直在

努力发展组合导航系统。最早开发的 INS/GPS 组合系统于 1986 年完成,可为运载体提供 0.3m 的定位精度。美国 AGM—130 就带有 INS/GPS 组合导航系统,他们将 INS/GPS/DOP 组合导航系统进行改进,用以提高导弹的导航、制导与控制精度和投放距离。美国空军在近 10 年内用 10 多亿美元购置了 GPS 系统,包括地面测控站。在预警飞机上全部装备了以 GPS 和惯性导航为主体的组合导航系统,从而保证了作战时空中 C³I 系统优越的指挥、控制、协调作用的发挥。

目前,INS/GPS 组合导航系统已经应用于军事和民用的许多领域,尤其在军事领域有着广泛的应用,组合导航系统的用户已经深入到各级军事指挥单位和武器系统中。在指挥单位中,由于组合导航系统为 C⁴IRS(指挥、控制、通信、计算机、情报、监视和侦察)系统提供实时精确的 PVT(位置、速度、时间)信息,已经成为 C⁴IRS 的重要组成部分。在精确打击武器中,组合导航的应用正在迅速发展,它使得武器的作战效能得到大幅度提高。

INS/GPS 组合导航系统在飞机、舰船、战车等各种军事装备中也得到了迅速的应用。美军采用 Litton 公司研制的 GPS 导航组件装备了 10 万枚导弹和 6000 辆战车,并已将或拟将 INS/GPS 组合导航系统装备在 F15E、F16、F22 等战斗机、B2 轰炸机、远程防区外地面攻击导弹(SLAM)、战斧 III 及 IV 型巡航导弹、联合直接攻击导弹(JDAM)、联合防区外武器(JSOW)、精确滑翔炸弹(GBU—15)等武器或武器平台上。

在民用方面,组合导航系统也得到了成功的应用。Honeywell 公司和 Standford 电信公司联合研制了一种适用于民航大型客机的全球定位惯性基准系统,并在美国波音公司和法国宇航公司进行了验证,该系统是一种典型的 INS/GPS 组合导航系统。

2. 惯性/多普勒组合导航系统

多普勒雷达输出的地速信号精度较高,但瞬态噪声较大。惯性导航系统能提供精确的航向信息,且速度信息的瞬态性能好,但精度不高。两者结合可降低速度误差,提高惯性平台姿态精度,从而抑制位置误差的增大。应用卡尔曼滤波技术还可估计出陀螺漂移等干扰量,使惯性导航系统的性能得到改善。由于惯性导航的速度误差直接与惯性平台姿态误差有关,这种系统还可对惯性平台进行空中对准,对准时间约为 15~20min。这种组合系统属于自主式系统,常用于军用飞机。

3. 惯性/测向测距导航系统

惯性/测向测距导航系统能够直接改善惯性导航的定位精度和惯性平台的姿态精度,也可以对惯性平台进行空中对准。对准时间约为 30min。测向系统的方位角误差较大,故方位对准精度也差。如果用双测距系统来组合,则可改善方位对准精度。组合可以间断也可以连续,这种组合系统常用于民航飞机。这种系统还能对惯性平台进行空中再对准,使运载体在地面台覆盖区域以外飞行时,用对准后的纯惯性导航方式导航。

4. 惯性/天文(CNS)导航系统

惯性/天文导航系统能够连续提供精确导航信息。天文导航能测量天体在惯性平台坐标系内的角位置,故组合后不仅能估计出陀螺漂移等干扰量,而且能估计真实的平台姿态误差,从而分辨出加速度计的零偏。美军“三叉戟”Ⅱ型洲际导弹采用 INS/CNS 组合导航技术,落点误差 CEP 为 120m,这与 MX 导弹采用的浮球平台技术达到的精度处于同一水平,而研制费用仅为 MX 导弹的 1/5。惯性/天文导航系统的组合效果好,但在中、低空使用时受气候和云层的影响。在这种系统中常增加多普勒雷达,组合成更完善的自主式导航系统。

二、INS/GNSS 组合制导

GNSS 接收机和惯导系统的组合, 根据不同的应用要求, 可以有不同层次和水平的组合, 即组合的程度和深度不同。组合的程度和深度部分地取决于研制和生成一个新的组合制导系统, 还是在现有的制导系统上增加 GNSS 辅助。按照两者在组合使用中的耦合程度和深度的不同, 可以把组合模式大体分为四种: 非耦合组合或称简易组合、松耦合组合、紧耦合或紧密组合、超紧耦合或深组合。

(一) 非耦合

非耦合组合是一种简单的组合方式。在非耦合组合系统中, 通常使用 GNSS 的定位结果每隔一定的时间对 INS 指示的位置进行重置设置, 或将两者的制导输出转换到相同坐标系后加权平均。因此, 非耦合组合通常有两种工作方式:

(1) 用 GNSS 接收机输出位置、速度信息直接重置惯导, 如图 9-39 所示。实际上, 就是在 GNSS 工作期间, 制导系统显示的信息是 GNSS 的位置速度; 当 GNSS 停止工作时, 以 GNSS 停止工作瞬时的位置和速度作为惯导系统的初值, 制导系统输出重置后惯导的制导数据。

(2) 把惯导和 GNSS 输出的位置和速度信息进行加权平均, 其原理框图如图 9-40 所示。在短时间工作的情况下, 第二种工作方式精度较高, 而长时间工作时, 由于惯导误差随时间增长, 惯导输出的权重随工作时间增长而减小, 因而长时间工作时, 性能和第一种工作方式基本相同。

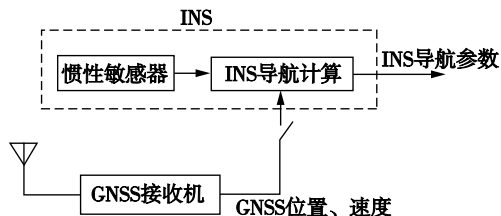


图 9-39 GNSS 重置惯导

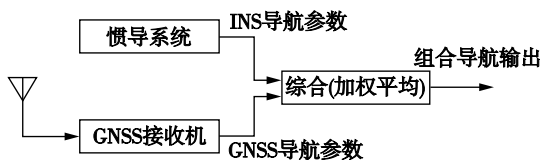


图 9-40 GNSS 和惯导加权平均

(二) 松耦合

松耦合组合是将 INS 和 GNSS 接收机各自输出的位置估值和速度估值进行比较, 得到的差值作为滤波器(如卡尔曼滤波器)的测量输入值, 对惯导系统提供测量更新。使用位置、速度信息的松耦合组合原理框图如图 9-41 所示。在这种系统组合中, GNSS 接收机和惯导输出的位置和速度信息的差值作为测量值, 经组合导航滤波器, 生成惯导系统的误差估计, 这些估计值可在每次测量更新后对惯导系统进行修正, 以提高惯性制导的精度; GNSS 仅用 INS 信息辅助卫星信号的捕获和加快选星过程。

松耦合组合模式的两个主要优点是: 实现简单和有冗余度。在松耦合结构中, 两个系统仍独立工作, 通常还提供一个可独立应用的 GNSS 导航方案。冗余导航方案可用于监控组合方案的完整性, 并在需要时协助滤波故障的恢复。任何 INS 和 GNSS 接收机都可以采用这种松耦合组合方法, 因此该方法非常适用于系统改装的情况。

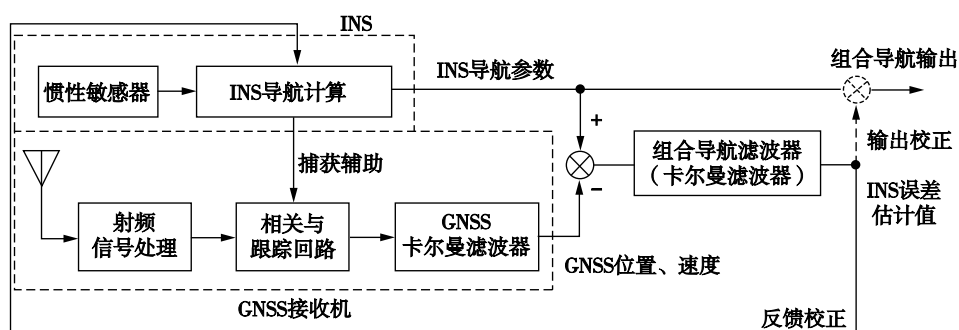


图 9-41 松耦合组合原理框图

在松耦合组合模式中，虽然可以单独使用位置更新对惯性系统进行辅助，但通常会同时使用位置测量值和速度测量值，以便获得更可靠的制导方案。因为惯性制导系统的姿态误差和传感器零偏之间的误差传递环节较少，这些误差作为速度误差会传播得较快。因此速度测量值能够使传感器零偏和姿态误差的估值更及时地被获取。但是，单独使用速度测量值会降低 INS 位置误差的观测能力。由于这些原因，所以在大多数松耦合组合算法中，既使用 GNSS 的位置更新也使用速度更新，以更好地辅助惯性系统。由于松耦合组合使用 INS 和 GNSS 接收机制导计算提供的位置和速度估值作为组合滤波器的测量值，因此，松耦合组合也称为位置、速度组合。

INS 和 GNSS 松耦合存在的主要问题是使用串联的(卡尔曼)滤波器产生的，即 GNSS 卡尔曼滤波器的输出用作组合滤波器的测量输入。因为，在构建卡尔曼滤波器时，隐含地假设测量误差是不相关的，即测量噪声是“白噪声”。对于 GNSS 接收机内部应用卡尔曼滤波器的组合结构来说，这种假设不一定是正确的。例如，当组合算法的 GNSS 数据采样速度比跟踪回路提供独立测量值的速度快时，会出现卡尔曼滤波器的测量误差与时间相关的情况。通过多路径效应，会出现进一步的时间相关。因此，组合滤波器测量更新时间间隔的选择是至关重要的。

为了解决这一问题，可以增加测量更新的时间间隔直到测量误差不再相关，或者把相关误差作为马尔可夫过程进行建模，并将相关时间作为附加状态扩充到卡尔曼滤波系统状态模型中，从而推导和估计出相关误差值。

通过增加组合滤波器的测量更新时间间隔，使组合滤波器滤波迭代周期超过误差的相关时间，在这个周期内把测量误差作为白噪声处理，是解决测量误差相关问题的常用方法。GNSS 接收机卡尔曼滤波器输出值的相关时间随跟踪回路的带宽而变化，动态接收机的位置相关时间可达 10s，速度相关时间为 0.1~1s。由于 GNSS 的位置误差和速度误差相关时间长短不同，因此可以把位置量测和速度量测分别处理，从而形成位置信息和速度信息交替使用的工作方式。这种工作方式比位置和速度信息同时使用时的精度有所降低，但计算工作量却大大减小，因而这种工作方式在实用中是可取的。通常取位置信息的采样时间为 10~20s，取速度信息的采样时间为 1.0s。

使用松耦合组合系统时还应当考虑的另外一个因素是：虽然 3 颗卫星可以维持短期内低

质量要求的导航,但是形成并保持 GNSS 导航数据需要来自至少 4 颗卫星的信号。因此,在“看到”少于 4 颗卫星的情况下,通常不能用 GNSS 辅助 INS 制导。此外组合滤波器需要知道 GNSS 滤波器输出的协方差,它随卫星的几何分布和可用性的变化而改变,并且对于很多 GNSS 接收机来说,协方差数据是不可靠的,或者根本不能得到。

(三) 紧耦合

紧耦合组合是将 GNSS 接收机的伪距测量值和伪距率测量值,与利用 INS 制导输出计算出的相应伪距、伪距率估计值进行比较,得到差值形成(卡尔曼)滤波器的测量输入值,经组合导航滤波器,生成惯导系统的误差估值,这些估值可在每次测量更新后对惯导系统进行修正,以提高惯性制导的精度。由于这种组合使用的 GNSS 测量为伪距和伪距率以及与 INS 制导结果相应的伪距和伪距率估值作为组合滤波器的测量值,因此这种紧耦合组合也称为伪距、伪距率组合。在紧耦合系统中,GNSS 可利用 INS 信息辅助卫星信号的捕获,从而加快选星过程,也可利用修正的 INS 数据和原始 INS 数据辅助 GNSS 的跟踪回路。在这种情况下,组合作用体现在 GNSS 接收机和惯导系统的相互辅助。通常,将这种利用 INS 速率信息辅助 GNSS 跟踪回路的紧耦合系统,也称为深组合系统。

紧耦合组合的原理框图如图 9-42 所示。在图 9-42 中,用 GNSS 接收机提供的星历数据、INS 计算的位置和速度以及估计的接收机时钟误差计算对应于惯导位置和速度的伪距 ρ_I 和伪距率 $\dot{\rho}_I$ 。把伪距 ρ_I 和伪距率 $\dot{\rho}_I$ 与 GNSS 测量的伪距和伪距率相比较作为滤波器的测量值,通过组合导航滤波器估计惯性敏感器和惯导系统的误差以及接收机的误差,然后对两个子系统进行开环校正或反馈校正。由于 GNSS 的测距误差容易建模,因而可以把它扩充为状态,通过组合滤波加以估计,然后对 GNSS 接收机进行校正。因此,伪距、伪距率组合模式比位置、速度组合模式具有更高的组合制导精度。在图 9-43 中,GNSS 利用 INS 信息辅助卫星信号的捕获和加快选星过程,也可利用修正的 INS 数据和原始 INS 数据辅助 GNSS 的跟踪回路。

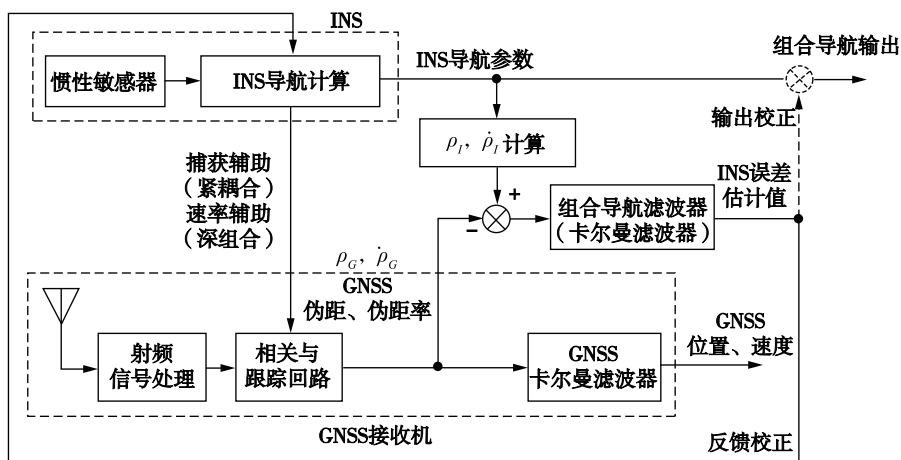


图 9-42 紧耦合组合原理框图

紧耦合组合既适用于系统改装的情况,也适用于新系统的研制。在这种耦合模式中,

GNSS 接收机只提供星历数据和伪距、伪距率即可，可以省去导航计算处理部分；也可保留导航计算部分，作为备用导航信息，使导航信息具有冗余；也可将 GNSS 卡尔曼滤波器变成组合滤波器的一部分。紧耦合组合要求接收机具有输出原始测量信息和接收速率辅助信息的能力，它以牺牲子系统的独立性为代价获取高性能，实现起来比较复杂。

虽然可以单独使用伪距或伪距率测量值，但通常的做法是两者同时使用。伪距来自 GNSS 码跟踪回路，而伪距率主要来自精度较高但可靠性较差的载波跟踪回路，因此，这两个测量值是互补的。

采用紧耦合方法克服了松耦合系统的缺点。与松耦合相比，紧耦合的主要优点有：不存在将一个卡尔曼滤波器的输出用作第二个滤波器的测量输入时所产生的问题；隐含完成 GNSS 位置和速度协方差的交接；组合系统不需要用完整的 GNSS 数据来辅助 INS，即使只跟踪到单个卫星信号，GNSS 数据也会输入滤波器，用于估计 INS 的误差，从而增加了 GNSS 使用的灵活性，但是在这种情况下，估计精度会下降很快。如表 9-5 所示，对松耦合模式的位置、速度组合和紧耦合模式的伪距、伪距率组合的特点进行了比较。

表 9-5 位置、速度组合和伪距、伪距率组合的比较

组合模式 比较内容	位置、速度组合	伪距、伪距率组合
测量数据	GNSS 接收机输出的位置、速度，INS 解算的位置、速度	原始测量值(伪距、伪距率) 用 INS 导航值计算的伪距、伪距率
子系统独立性	子系统彼此独立	子系统独立
工程实现难易程度	无须对现有系统改动，工程实现容易，研制周期短	算法计算量大，实现较为复杂
滤波处理	两个滤波器存在的滤波器驱动滤波器效应(二次滤波问题)	不存在二次滤波问题，滤波周期受接收机原始数据采样率限制
使用卫星数量	必须有 4 颗以上可见卫星才能进行组合制导	定位星座的选择策略灵活，能提高组合系统的性能和稳定度

(四) 超紧耦合

超紧耦合组合有些文献也称为深组合。属于超紧组合的基本模式有：在伪距、伪距率组合基础上加上用惯导位置和速度对 GNSS 接收机跟踪环路的辅助；用软件实现传统接收机除射频信号接收和处理以外的大部分功能，将 GNSS 信息跟踪处理器和 INS - GNSS 组合导航计算合并成一个处理器。其中惯导速度信息辅助 GNSS 接收机跟踪环路可以有效地提高接收机跟踪环路的等效带宽，提高接收机的抗干扰能力，提高接收机跟踪和捕获的性能，减小动态误差。通常，高精度、高动态用户 GNSS/INS 组合制导系统中的接收机都采用惯性速度辅助接收机跟踪环路，以软件接收机为标志的深组合方法目前还正在研究之中，尽管许多专家、学者已经发表了大量的有关理论和仿真结果的文章，但是在公开的文献中还没有看到有关整个系统实现和应用的报道。如图 9-43 所示为两种超紧耦合组合的原理框图。

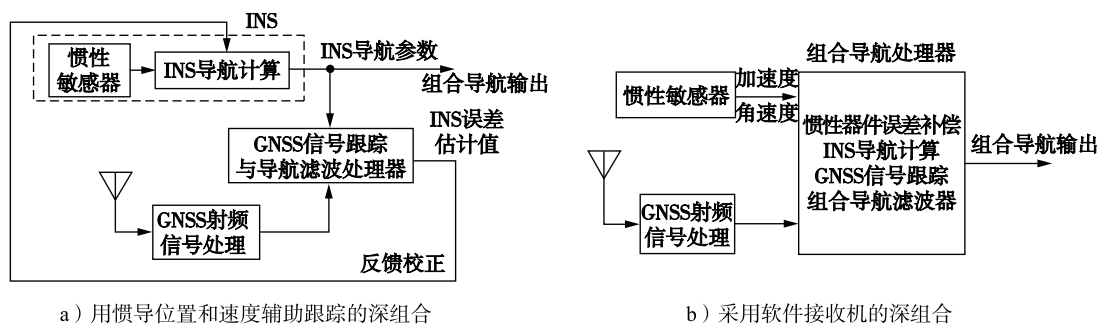


图 9-43 超紧耦合组合原理框图

(五) 典型的组合制导结构

1. 松耦合组合的典型结构之一——位置、速度组合的传统方法

如图 9-44 所示为一种典型的位置、速度松耦合组合系统。在这个系统中，根据物理组成和功能划分，将组合系统划分为三个模块：GPS 接收机模块、INS 模块和组合制导计算模块。模块之间的数据连接并不需要很高的数据传输。根据需要可将这三个功能块封装在一起。

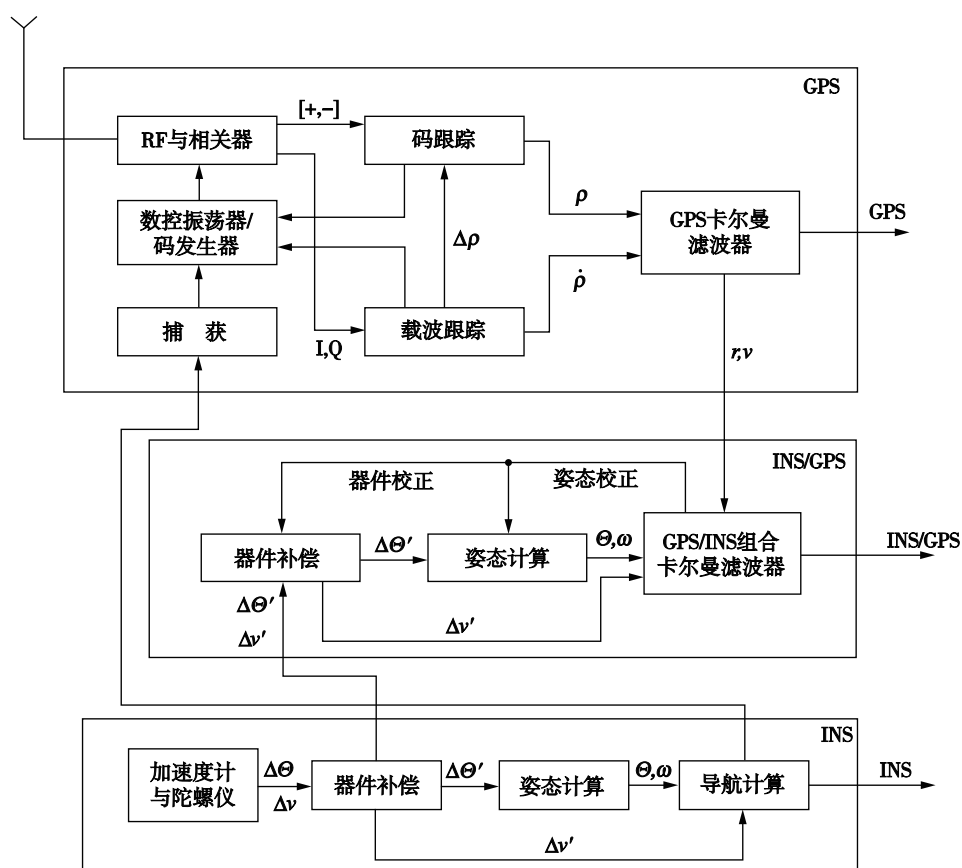


图 9-44 INS/GPS 位置、速度组合的典型结构之一

图 9-45 的顶部是 GPS 接收机的简图。接收机射频“前端”信号通过下变频转换为基带信号进入相关器和跟踪环路。跟踪环路的输出是卫星与载体间伪距和伪距率的估计值。来自四颗卫星的伪距和伪距率观测量足以解算出载体的位置、速度和接收机的时钟偏差、时钟漂移。对于大多数 GPS 接收机, 这些解算结果是其最终输出。然而, 在高动态环境下使用的接收机, 通常使用卡尔曼滤波来估计位置、速度、加速度、时钟偏差及时钟漂移。在这种组合结构中, 接收机所用到的 INS 数据是 INS 解算的载体位置和速度, 其作用是辅助接收机完成卫星信号的快速捕获。这是因为, 对载体位置和速度的精确估计可以极大地缩短 GPS 接收机信号的捕获的搜索时间。

图 9-45 的底部是 INS 的简图。来自加速度计和陀螺仪的原始测量数据, 首先用先验值或从另一个工作模式中获得的数值(如校正和对准工作模式)进行补偿; 然后, 通过导航计算和姿态计算, 获得载体的位置、速度和姿态。

图 9-45 的中部是 INS/GPS 组合模块。它从 INS 或 IMU 接收经过校正的惯性测量量 $\Delta\theta'$ 和 $\Delta\nu'$, 同时接收来自 GPS 接收机的位置和速度解算值, 利用组合导航滤波器(图中为卡尔曼滤波器)实现两者的组合。为了保持子系统的独立性和使导航解具有冗余度, 该模块还利用惯性测量量 $\Delta\theta'$ 和 $\Delta\nu'$, 计算载体的位置、速度和姿态, 提供组合过程所需的信息。由于来自 GPS 接收机内部卡尔曼滤波器的 GPS 导航计算值是高度相关的, 组合卡尔曼滤波器通过降低组合频率(一般为取组合周期为 10s)来解决这个问题。组合卡尔曼滤波器能够对惯性器件误差修正值、导航参数修正量和 INS 对准误差进行估计, 从而使 INS 具备在飞行中校正和对准的能力。

表 9-6 总结了该组合系统三个组成部分的功能; 表 9-7 总结了该组合系统的特点。

表 9-6 组合系统三个组成部分的功能

组 成 部 分	模 块 功 能
GPS 接收机模块	GPS 接收机卡尔曼滤波器的估计: 位置、速度、加速度、时钟偏差、钟漂
INS 模块	INS 提供位置、速度、加速度、姿态、姿态变化率信息
组合滤波模块	组合卡尔曼滤波器估计: 位置、速度、姿态校正量、惯性敏感器误差校正量

表 9-7 组合系统的特点

系 统 性 能 描 述
具有未组合结构的所有特性, 包括冗余度、INS 和 GPS 结算结果的独立性
具有更快的码捕获和载波相位捕获能力
提高了制导性能; 具有飞行中或更好地惯性敏感器误差校正和对准能力, 使得在卫星信号失锁或受到干扰时, 在更长时间内保持更好的制导性能

2. 松耦合组合的典型结构之一——位置、速度耦合组合的改进方法

如图 9-45 所示为另外一种典型的位置、速度松耦合组合结构。可以看出, 该组合并没有引入对 GPS 接收机跟踪环路的惯性辅助, 且组合滤波器仍然采用的是位置和速度数据而不是伪距和伪距率, 因此, 该组合结构仍属于松耦合组合。与第一种松耦合组合结构(图 9-44)相比, 该组合结构增加的数据传输用粗线表示。两条数据传输使用其一或同时使用都是可行的。

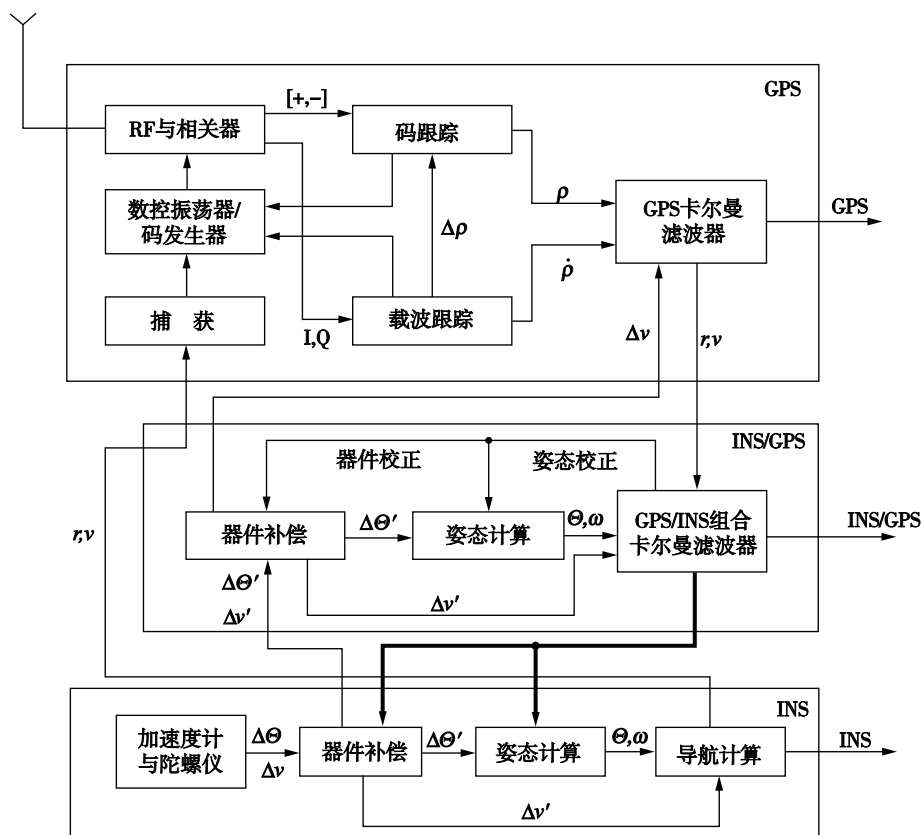


图 9-45 INS/GPS 位置、速度组合的典型结构之二

第一条数据传输是将 INS/GPS 组合模块中的经过校正弹道速度增量 $\Delta \nu'$ 传送到 GPS 模块，用于 GPS 接收机测量值间的数据插值和递推求解。加入这一加速度测量量，对提高接收机的动态性能大有益处。否则，只能利用 GPS 接收机内部的卡尔曼滤波器的加速度估计值进行递推求解。另一条数据传输是用来自 INS/GPS 组合滤波器的误差估计值对 SINS 实现校正与对准。这有助于 SINS 导航解更精确地与 INS/GPS 导航解保持一致。

显然，INS/GPS 两个子系统不再独立，它以牺牲两个子系统的独立性为代价，提高了 INS/GPS 组合制导系统的制导精度，仍然保持了系统导航解的冗余度。

3. 紧耦合组合的典型结构之一——伪距、伪距率组合

如图 9-46 所示为一种采用伪距、伪距率组合的紧耦合组合的典型结构(该结构为美国 Rockwell 公司的军用机载 GPS 接收器——Rockwell MAGR, Rockwell's Military Airborne GPS Receiver)。该组合结构有两种工作模式：INS 工作模式和 PVA(速度、位置和加速度)工作模式。后者可独立于惯性测量结果使用。

在 INS 工作模式中，当载波环失锁且不能辅助码跟踪环时，INS 的惯性测量值用于辅助码跟踪环。GPS 用惯性测量值来外推 GPS 测量值之间的位置和速度，而不是用 GPS 接收机中的多项式滤波器估计加速度来外推未知速度。GPS 接收机中卡尔曼滤波器还能对 IMU 估计姿态修正量。因此，在 INS 工作模式中，该组合结构具有紧耦合组合系统的特征。这也是

将其划归为紧耦合组合的主要原因。

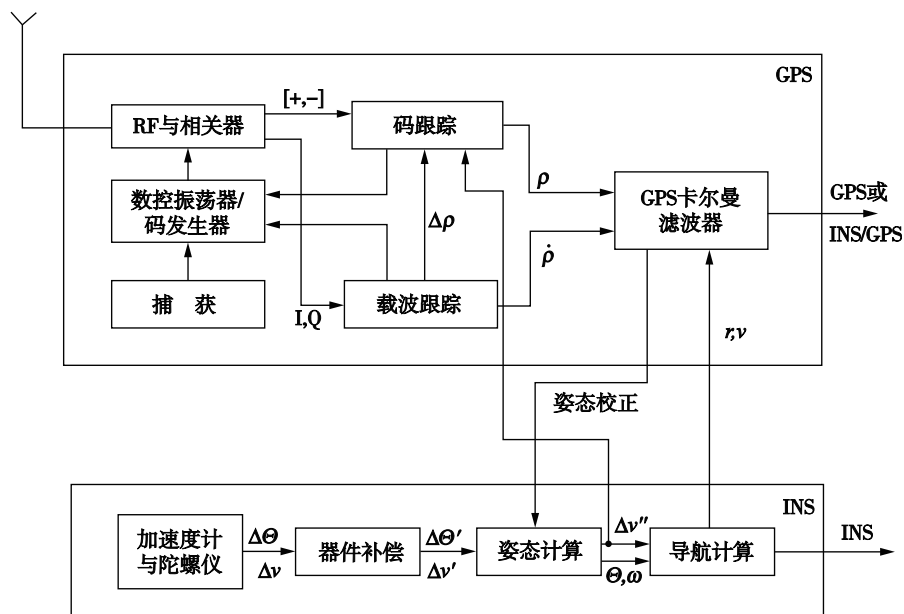


图 9-46 Rollwell MAGR 所采用的组合结构

在 PVA 工作模式，卡尔曼滤波器的滤波状态有：位置误差、速度误差、加速度误差、接收机钟差、气压高度误差。在 INS 工作模式，滤波状态有：位置误差、速度误差、姿态误差、接收机钟差、接收机钟漂、气压高度误差。

4. 超紧耦合组合的典型结构之一——提供单一导航解的 INS/GPS 组合制导

如图 9-47 所示为能提供单一导航解算和超紧耦合 INS/GPS 组合制导系统结构。在该结构中，INS 模块和 GPS 模块被缩减了。惯性制导系统简化为 IMU，仅提供原始惯性测量值。GPS 接收机没有自己的卡尔曼滤波器，但它仍有独立的跟踪环路以提供伪距和伪距率测量值。而且，接收机的跟踪环路通过来自 INS/GPS 组合滤波器的数据进行辅助。这个数据的数据率要求较高。因此，为了辅助跟踪环路，一个测量历元被分成很多间隔进行数据传递递推。卡尔曼滤波器估计的是位置和速度，而跟踪环路需要的是伪距和伪距率。可采用位置和速度估计值与卫星星历来解算所需要的伪距和伪距率。

该组合结构除了不具有导航解的冗余度外，仍然保持了松耦合和紧耦合组合系统的优点和特性。由于利用惯导的位置和速度信息辅助接收机的跟踪环路，因此抗干扰能力得到了增强。另外，组合滤波器可以最佳地利用所跟踪的任意几颗或所有卫星，即使在卫星数目少于四颗的情况下，组合系统仍能工作。

5. 超紧耦合组合的典型结构之二——提供冗余导航解的 INS/GPS 组合制导

如图 9-48 所示是另一种典型的超紧耦合组合结构，它通过 GPS 和 INS 提供冗余导航解。该结构与图 9-44 所示的松耦合结构很相似，不同的是用来自 GPS 接收机的伪距和伪距率测量值而不是位置和速度解算结果作为组合滤波器的输入，同时，增加了用来自 INS/GPS 组合导航解对接收机跟踪环路的惯性辅助。

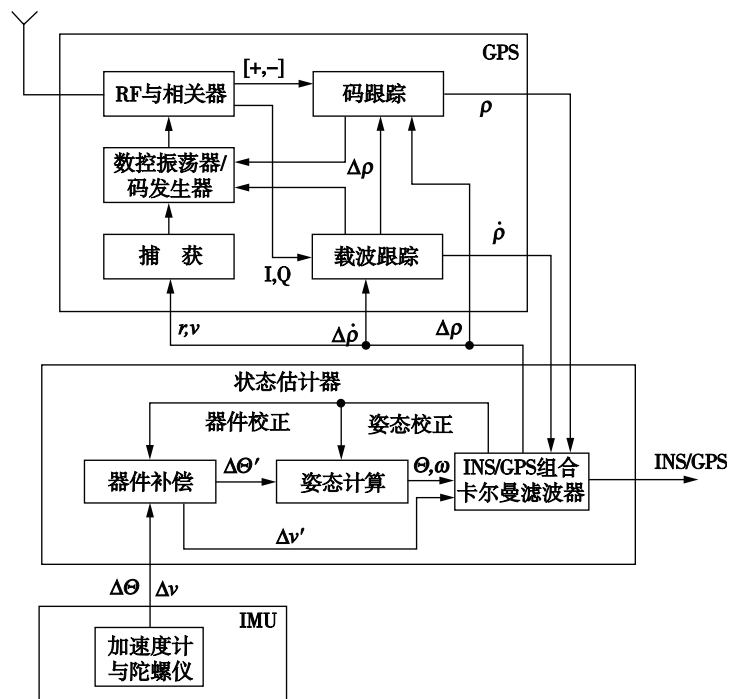


图 9-47 提供单一导航解的超紧耦合 INS/GPS 组合制导系统结构

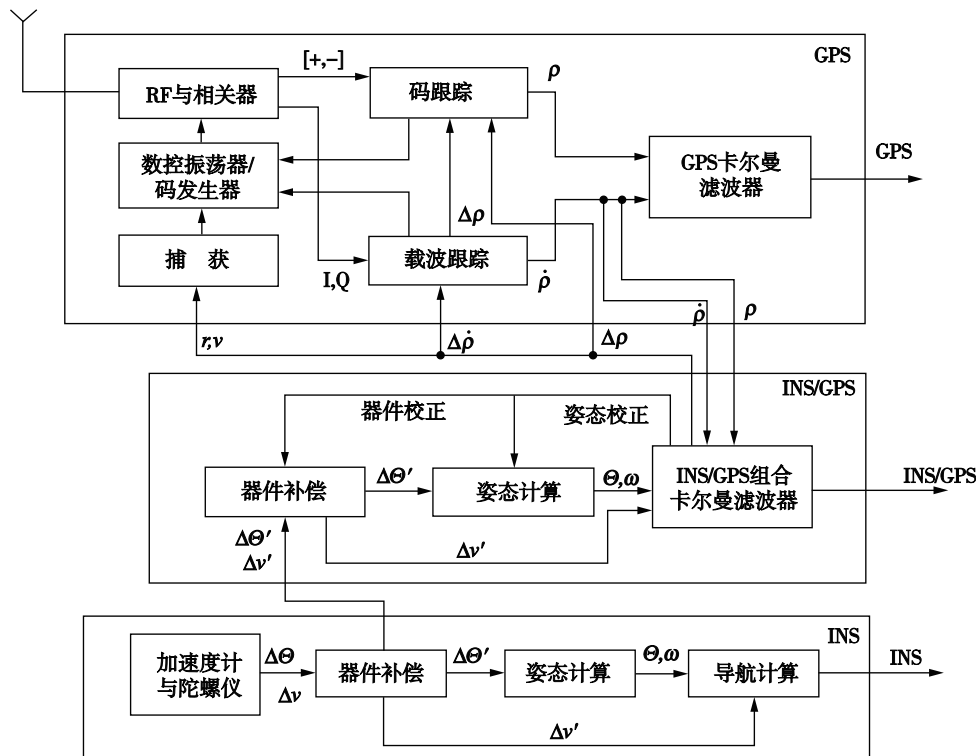


图 9-48 提供冗余导航解的超紧耦合 INS/GPS 组合制导系统结构

该组合结构是美国 GPS 联合办公室推荐的嵌入式 GPS/惯性 (Embedded GPS Inertial, EGI) 组合结构, 目前, 国外多家厂商已生产出了这种嵌入式系统, 如 Litton 公司的 LN-100G 和 Honeywell 公司的 H-764G, 这两个系统实现了 GPS 和环形激光陀螺惯导组合的深组合。

6. 超紧耦合组合的典型结构之三——GPS 接收机无硬件跟踪回路

如图 9-49 所示为另外一种深组合 INS/GPS 组合制导系统结构。该结构与图 9-48 所示的超紧组合结构图极为相似。在该深组合的概念中, GPS 接收机去掉了码和载波的独立跟踪环路, 包括对伪距和伪距率估计在内的所有估计都是在一个卡尔曼滤波器中进行的。这种结构去掉了串联滤波器, 不存在二次滤波问题, 并消除了不稳定的伪距和伪距率估计。

显然, 该结构对计算机的处理速度和处理能力提出了非常高的要求。目前, 随着计算机处理能力和信号处理技术的发展, 软件接收机技术得到迅速发展, 该组合结构已受到人们的关注。

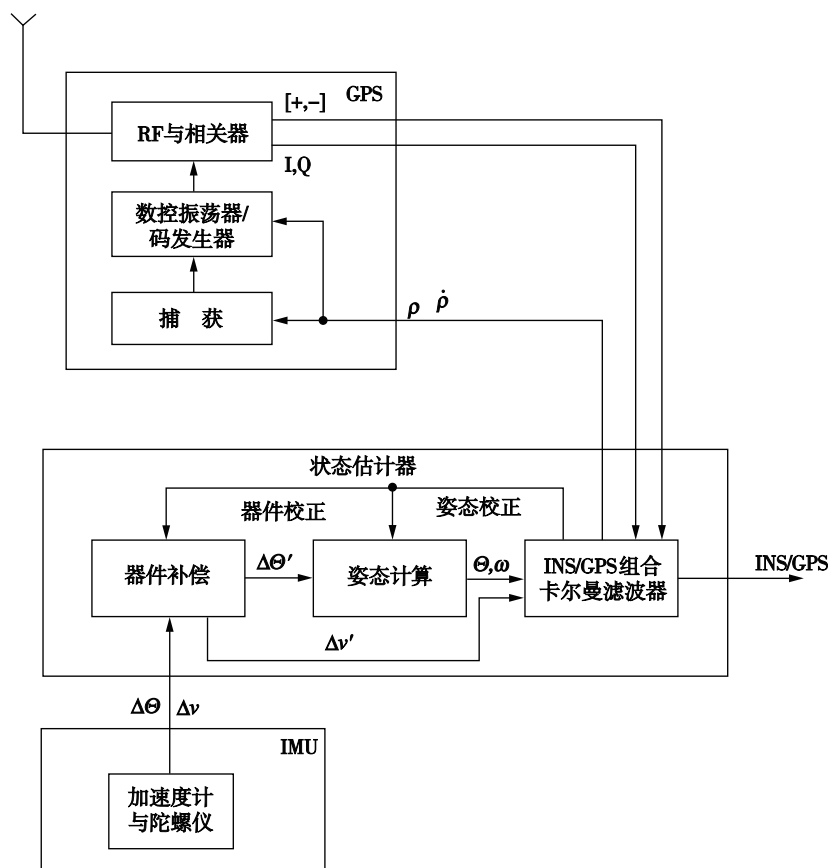


图 9-49 仅用一个估计器的深组合 INS/GPS 系统

第十章 典型自导引制导

第一节 红外点源自导引

红外自导引是利用弹上制导设备接收目标辐射的红外能量，实现对目标的跟踪并形成引导指令，将弹体导向目标的一种制导技术。

首先介绍一下红外线的有关知识。

通常把电磁波谱中波长为 $0.76\mu\text{m} \sim 1000\mu\text{m}$ 的区域叫作红外光谱区，位于可见光和无线电波之间。红外又分：近红外($0.76\mu\text{m} \sim 3\mu\text{m}$)、中红外($3\mu\text{m} \sim 6\mu\text{m}$)、远红外($6\mu\text{m} \sim 15\mu\text{m}$)、极远红外($15\mu\text{m} \sim 1000\mu\text{m}$)。

任何物体只要它的温度高于绝对零度(-273K)，都能辐射各种波长的电磁波，温度低时，辐射能量少，且主要辐射红外线。

人体和地面背景温度为 300K 左右，相对应最大辐射波长为 $9.7\mu\text{m}$ 。涡轮喷气发动机热尾管的有效温度为 900K ，其最大辐射波长为 $3.2\mu\text{m}$ 。红外自导引正是根据目标和背景红外辐射的能量不同，从而把目标和背景区别开来，以达到导引目的的。

红外自导引的优点是，弹上制导设备体积小，质量轻，制导精度高(角分辨率高)，工作可靠，发射后不用管。红外自导引的缺点是，受气候影响大，不能全天候使用，作用距离有限，一般用于近程制导弹药和远程制导弹药的末制导中。

本节主要讨论红外导引头的有关问题。

一、红外导引头的基本组成

红外导引头用来接收目标辐射的红外能量，确定目标的位置及角运动特性，形成相应的引导指令。

红外导引头的主要组成部分是红外接收器(位标器)、误差信号放大器。红外接收器一般由红外光学系统、调制器、光电转换器及导引头角跟踪系统等组成。红外导引头的原理框图如图 10-1 所示。典型的红外接收器结构如图 10-2 所示。

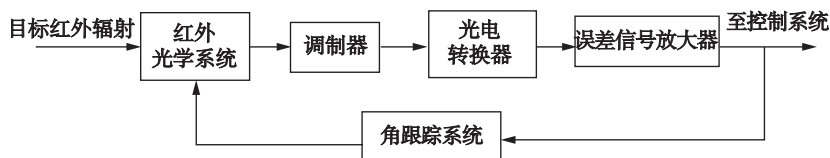


图 10-1 红外导引头原理框图

红外光学系统用来接收目标辐射的红外能量，并把它聚焦在调制器上。调制器把目标的连续热辐射调制成反映目标相对弹体方位偏差的断续热能脉冲信号，并实现空间滤波。光电

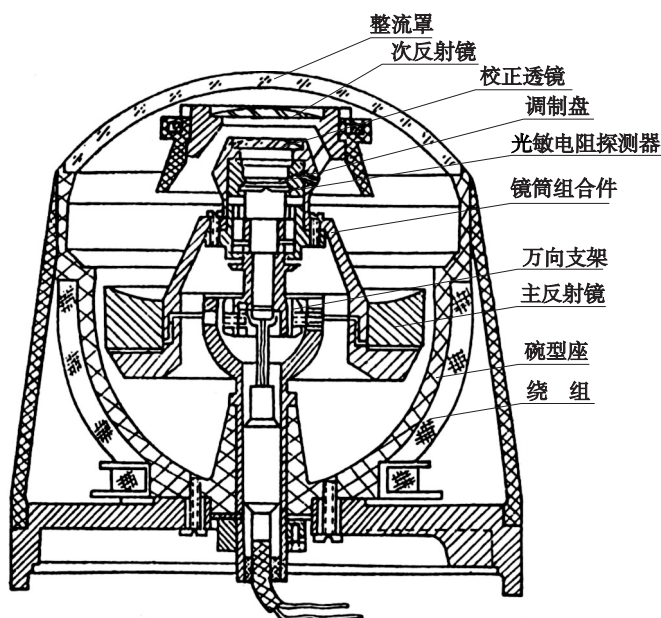


图 10-2 典型红外导引头的红外接收器结构

转换器(探测器)将热能脉冲信号转换成电脉冲信号,并实现光谱滤波。经过光电转换器得到的电信号比较微弱,而且已被调制,又含有杂波干扰,不能使角跟踪系统跟踪目标,也不能直接形成引导指令,为此设置了误差信号放大器。导引头角跟踪系统用来使导引头跟踪目标。

下面就分别讨论红外导引头各部分的工作。

二、红外光学系统

红外光学系统位于红外接收器最前部,用来接收目标辐射的红外能量,并把接收的能量在调制盘上聚焦成一个足够小的像点。

红外光学系统一般由整流罩、主反射镜、次反射镜、校正透镜、伞形光栏等组成。典型的红外光学系统结构示意图如图 10-3 所示。

整流罩是一个半球形的同心球面透镜,为弹体头部外壳。整流罩应有良好的空气动力特性,并能透射红外线。用于攻击飞机的弹体的整流罩一般由石英玻璃制成,因为石英玻璃对 $6\mu\text{m}$ 以下波长的红外线有较好的透射能力(与喷气飞机发动机喷口辐射的红外波谱相对应)。整流罩是一个负透镜,它产生的球差与主反射镜符号相反,所以两者配合能校正光学系统的球差。整流罩的工作环境恶劣,弹体高速飞行时,其表面与空气摩擦产生高温,而内表面因舱内冷却条件好,使罩子内外温差较大,可能使其软化变形,甚至破坏。另外,高温罩子辐射红外线,干扰探测器工作。因此,整流罩的结构必须合理,材料必须选择适当,加工要精密。

主反射镜用于会聚光能,是光学系统的主镜。主反射镜一般为球面镜或抛物面,为减小入射能的损失,反射系数要大,为此镀有反射层,对各波段反射作用相同。

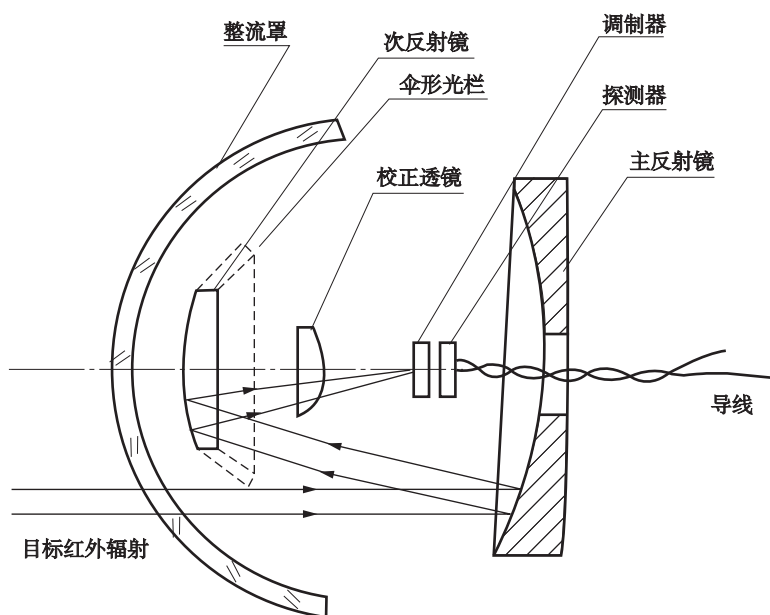


图 10-3 典型的红外光学系统结构示意图

次反射镜是光学系统的次镜，一般为平面或球面镜，镀有反射层。主反射镜会聚的红外光束，经次反射镜反射回来，缩短了光学系统轴向尺寸。红外光学系统的这种结构称为折返式，因为这种形式轴向尺寸小。

校正透镜是一个凸透镜，用来校正像差，提高像质。

伞形光栏用来防止目标以外的杂散光照射到探测器上。

下面说明光学系统的工作原理。

目标的红外辐射透过整流罩照射到主反射镜上，经主反射镜聚焦，反射到次反射镜上，再次反射并经伞形光栏、校正透镜等进一步会聚，成像于光学系统焦平面的调制器上。这样，光学系统把目标辐射的分散能量聚焦成能量集中的光点，增强了系统的探测能力。红外像点经调制器调制编码后成调制信号，再经光电转换器转换成电信号，因目标像点在调制器的位置与目标在空间相对导引头光轴的位置相对应，所以调制信号可确定目标偏离导引头光轴的误差角。

为了讨论方便，用一个等效凸镜来代表光学系统，二者的焦距相等。目标视线与光轴的夹角（误差角）用 $\Delta\varphi$ 表示，如图 10-4 所示。

误差角 $\Delta\varphi = 0$ ，目标像点落在 O 点； $\Delta\varphi \neq 0$ ，目标像点偏离 O 点。设距离 $OM = \rho$ （偏差量），由于 $\Delta\varphi$ 很小，则

$$\rho = f \tan \Delta\varphi \approx f \Delta\varphi$$

式中 f ——光学系统的焦距。

上式表明，距离 ρ 表示了误差角 $\Delta\varphi$ 的大小。

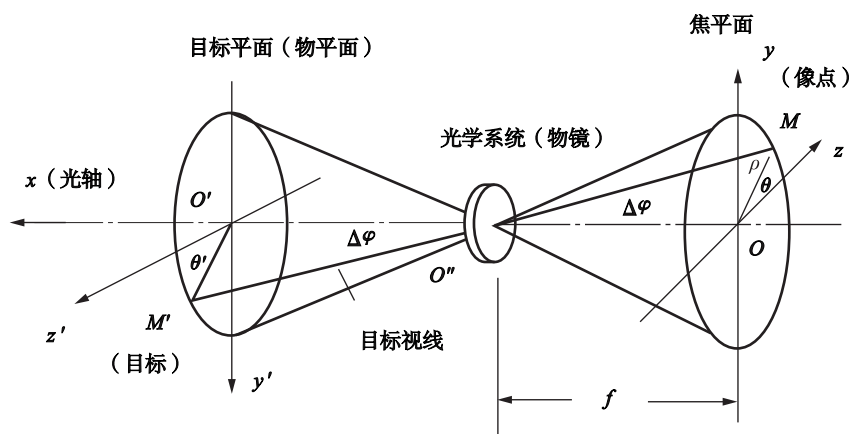


图 10-4 目标和像点位置关系

坐标 yOz 与 $y'O'z'$ 相差 180° ，目标 M' 位置与 $O'z'$ 轴的夹角为 θ' ，像点 M 与 Oz 轴的夹角为 θ （像点方位角），由图中的几何关系可得 $\theta = \theta'$ 。即像点的方位角 θ 反映了目标偏离光轴的方位角 θ' 。

可见光学系统焦平面的目标像点 M 位置参数 ρ 、 θ ，表示了目标 M' 偏离光轴的误差角 $\Delta\varphi$ 的大小和方位。

三、调制器

经光学系统聚焦后的目标像点，是强度随时间不变的热能信号，如直接进行光电转换，得到的电信号只能表明导引头视场内有目标存在，无法判定其方位。为此在光学系统与光电转换器之间必须加有调制器。

调制器是把接收到的恒定的辐射能变换为随时间断续变化的辐射能，并能使其某些特征（幅度、频率、相位等）随目标在空间的方位变化而变化，并实现空间滤波。

调制器是导引头中的关键部件。目前广泛应用的调制器是调制盘。

调制盘的种类繁多，按照调制方式，调制盘可分为调幅式、调频式、调相式、调宽式和脉冲编码式。

下面以典型的调幅式调制盘为例说明调制盘的工作原理。

（一）用调制盘确定目标位置

一种简单调制盘及调制脉冲如图 10-5 所示。

图 10-5a 为棋盘式调制盘。图中上半圆为调制区，分成 12 个等分的扇形区，黑白区互相交替。下半圆为半透明区，只有 50% 的红外能量通过。在上半圆调制区，黑条纹的透过率为 0，白条纹透过率为 100%。这样对大面积背景来说，上、下半圆的平均透过率均为 50%，产生相同幅度的直流电平，便于实现空间滤波。

调制盘放在光学系统的焦平面上，调制盘中心与光轴重合，整个调制盘可以绕光轴匀角速旋转。当弹体与目标的距离大于 500m 时，目标辐射的红外线可以认为是平行光束射到光学系统上。光学系统把它聚焦成很小的像点，落在调制盘上。当目标在正前方时，落在调制

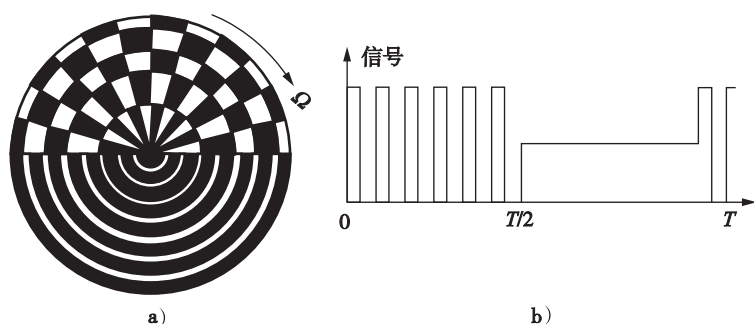


图 10-5 一种简单调制盘及调制脉冲

盘中心的像点直径大约为 $0.25\text{mm} \sim 0.28\text{mm}$ 。当目标偏离导引头光轴时，像点落在调制盘的扇形格子半圆上，由于调制盘的旋转使目标像点时而透过调制盘，时而不透过调制盘，所以目标像点便被调制成断续相同的六个脉冲信号。脉冲的形状由像点大小和黑白花纹的宽度之比决定。假设像点大小比黑白扇形宽度小得多，则产生矩形脉冲，如图 10-5b 所示。当目标像点落在下半圆时，目标辐射不被调制，有 50% 的热辐射通量落在此半盘上。

调制盘是用来鉴别目标偏离弹体光轴位置的，由于弹体和目标是空间运动的物体，因此目标像点可以出现在调制盘的任意位置。下面我们就来讨论像点落在调制盘中不同位置时，所产生的脉冲序列的形状。

目标偏差不同时像点位置示意图如图 10-6 所示。

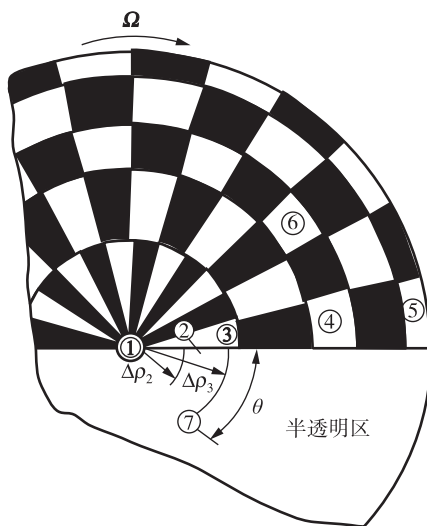


图 10-6 目标偏差不同时的像点位置

(1) 当目标位于光轴时，失调角(目标偏离光轴的角度) $\Delta q_1 = 0$ ，像点落在调制盘的中心，光敏电阻输出一个常值电流信号，此电流信号送入信号放大器要经过电容耦合，故无信号输出，因此误差信号电压为 0。

各信号的波形如图 10-7 所示。

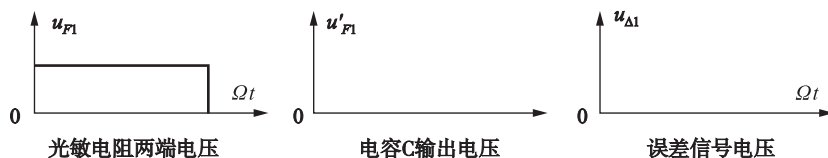


图 10-7 目标位于光轴时各信号的波形

(2) 目标像点落在调制盘上位置“2”时, 失调角为 Δq_2 , 偏离调制盘中心的距离为 $\Delta \rho_2$, 此时由于此处栅极弧长较小, 目标像点大于一个格子, 即像点不能全部透过白格子, 也不能被黑色格子挡住。当调制盘转动一周后所获得的电脉冲信号幅度较小。此信号经耦合电容滤去直流分量后输出, 并由电子线路处理放大, 检波之后, 得到误差信号 $u_{\Delta 2}$, 其幅值与目标偏差角 Δq_2 成正比, $u_{\Delta 2}$ 随时间而变化, 可用下式表示。

$$u_{\Delta 2} = K \cdot \Delta q_2 \cdot \sin 2\pi f_b t = u_{m2} \cdot \sin \Omega t$$

式中 K ——比例系数;

$\Omega = 2\pi f_b$ ——调制盘旋转的角速度。

各信号的波形如图 10-8 所示。

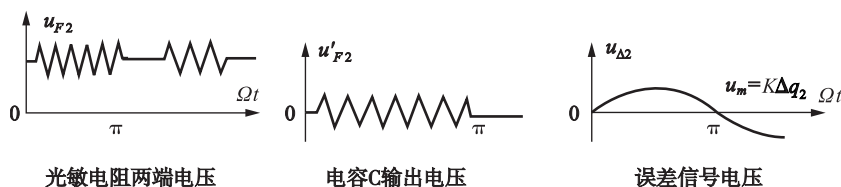


图 10-8 目标像点落在调制盘上位置“2”时各信号的波形

(3) 目标像点落在调制盘上位置“3”时, 失调角 Δq_3 , 此时目标像点的大小刚好等于一个格子。调制盘转动一周所获得的电脉冲信号的幅值最大。这时, 放大器输出的误差信号电压为:

$$u_{\Delta 3} = K \cdot \Delta q_3 \cdot \sin 2\pi f_b t = u_{m3} \cdot \sin \Omega t$$

各信号的波形如图 10-9 所示。

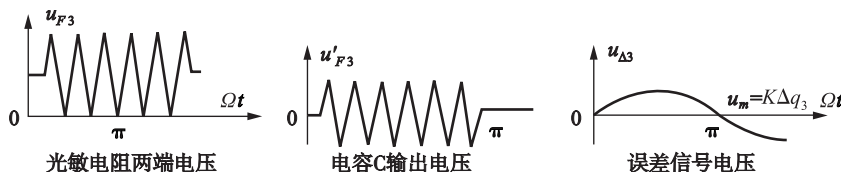


图 10-9 目标像点落在调制盘上位置“3”时各信号的波形

(4) 目标像点落在调制盘上位置“4”时, 此时脉冲信号幅值也为最大, 但由于此处格子的弧长较长, 目标像点透过和被挡住的时间也较长, 所以电脉冲信号的前后沿变得陡直些, 并且最大幅值保持一定时间。此时放大器输出的误差信号电压 $u_{\Delta 4} = u_{\Delta 3}$ 。

各信号的波形如图 10-10 所示。

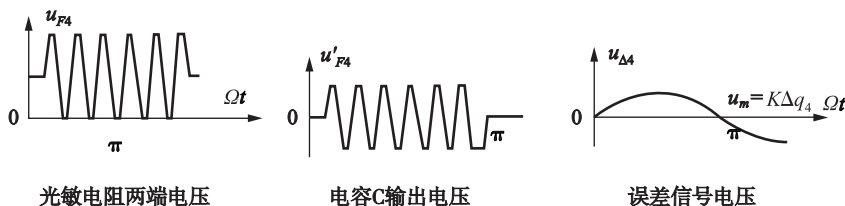


图 10-10 目标像点落在调制盘上位置“4”时各信号的波形

(5) 目标像点落在调制盘上位置“5”时, 失调角 Δq_5 。此处的特点是格子的弧长更长了, 但格子的宽度却小于目标像点的直径, 因此, 电脉冲的幅度开始减小, 而脉冲信号的宽度增加。此时误差信号的幅值将小于 $u_{\Delta 4}$ 的幅值, 即 $u_{m5} < u_{m4}$ 。

各信号的波形如图 10-11 所示。

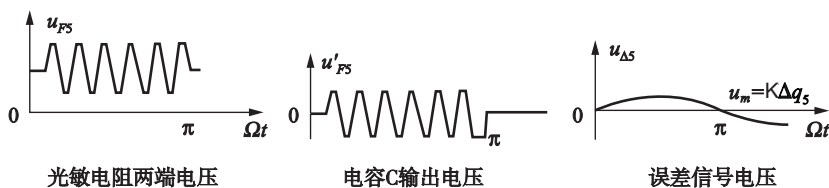


图 10-11 目标像点落在调制盘上位置“5”时各信号的波形

(6) 目标像点落在调制盘位置“6”时, 则透过的热辐射通量始终为 50%, 与位置“1”的情况相同。误差信号电压为 0。因随着目标机动, 偏差信号在不断变化, 像点不可能始终位于“6”位置。

以上分析了像点落在调制盘不同位置时所产生的脉冲序列形状。

从以上的分析中可以得出调制盘的调制特性曲线。调制盘调制特性曲线如图 10-12 所示, 纵轴为电脉冲信号相对幅值, 横轴为失调角。

调制特性曲线分为盲区、线性区、捕获区三个区域。从前面的分析中, 可以看出, 当像点落在调制盘中心位置及其附近时, 光敏电阻输出电压差不多等于 0, 因此调制盘中心附近的小范围内对热辐射实际上没有进行调制, 称这一区域为“盲区”。当目标像点偏离调制盘中心后, 光敏电阻输出电压随着失调角增大而增大。当像点全部落在透明区时, 调制度为最大, 称这一区域为线性区。光敏电阻输出电压达到最大之后, 由于格子的宽度变窄, 故光敏电阻的输出电压逐渐减小。当像点在调制盘边缘时, 光敏电阻输出电压很小。当失调角 $\Delta q = \Delta q_{\max}$, 像点已越出调制盘边缘, 光敏电阻输出电压为 0。称线性区与光敏电阻输出电压为 0 之间的区域为捕获区。称 $2q_{\max}$ 为导引头视场角, 即导引头能看到目标的角度范围。当目标偏离光学系统光轴的角度超过 Δq_{\max} 时, 导引头就看不到目标了。

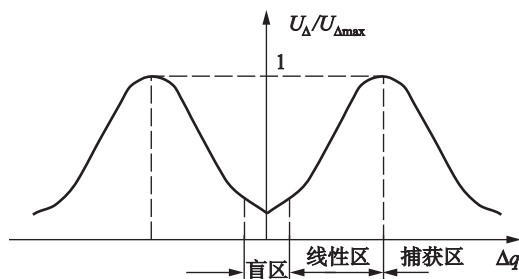


图 10-12 调制盘调制特性曲线

从以上的分析,可以看出,目标像点由调制盘中心向外做径向运动时,将出现幅度调制,即误差信号的幅值 $u_m = K\Delta q$,由它能够确定目标偏离光轴的大小。

但是如何来判定目标偏离光轴的方位呢?下面就来分析这个问题。

如图 10-6 所示,当像点处于“1”~“5”位置时,目标偏离弹体的方位都是相同的。当目标像点处于位置“7”时,它到调制盘中心的距离与位置“3”相同,也是 ρ_3 ,但是方位上差了一个 θ 角。当调制盘旋转时,光敏电阻两端输出的脉冲电信号,通过电子线路处理后输出的误差信号如图 10-13 所示。与位置“3”相比,仅仅初始相位滞后 θ 角,而电压幅值没有变化。

$$u_{\Delta 7} = K \cdot \Delta q_7 \sin(\Omega t - \theta) = K \cdot \Delta q_3 \sin(\Omega t - \theta)$$

考虑到 $u_{\Delta 3} = K \cdot \Delta q_3 \sin \Omega t$,可以看出,误差的相位能反应目标偏离导引头光轴的方位。

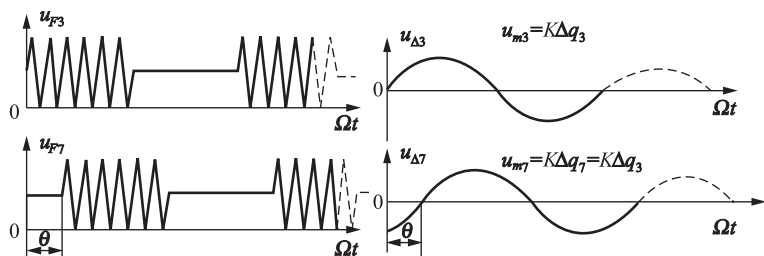


图 10-13 像点在调制盘上不同位置时输出电信号的波形

从以上的分析中,可以得出如下结论:

误差信号电压幅值的大小反映了目标偏离导引头光轴的角度大小,误差信号电压的初始相位反映了目标偏离导引头光轴的方位,它与水平基准信号比较,就可得到方位误差信号;与垂直基准信号相比较,就可得俯仰误差信号。利用这些误差就可驱动伺服系统,使红外跟踪系统自动对准目标,实现自动跟踪。

从上面的讨论中可以看出,调制盘的半透明区是有必要的,如果下半圆也做成与上半圆一样的花纹图案,那么将产生一个接一个的脉冲串,没有间隔的直流电平,就无法区别像点的方位。由此还可以看出基准信号也是不可少的。

(二) 用调制盘进行空间滤波

在近红外区,背景云彩反射太阳光的辐射远比飞机喷管的辐射大好几个数量级。但飞机

是一个点目标,对红外系统的张角很小,云彩是一个大背景,对红外系统的张角很大。其他如海洋中的舰船、陆地上的车辆也属于这种情况。利用张角不同,调制盘可抑制背景、突出目标,这种滤除背景的作用,称为空间滤波。

当调制盘高速旋转时,小张角的目标辐射,经调制盘栅格交替地传输和遮挡,探测器输出交流脉冲串。而大张角的背景(云彩)辐射,经光学系统聚焦后在调制盘上成一个很大的像,覆盖整个或大部分调制盘,探测器输出幅值不随时间变化,或只能很小的变化,基本上是一个直流信号,上面有很小的波纹。当目标和云彩同时成像于调制盘上时,探测器就同时输出上述两种信号,经电子线路放大滤波后,只剩下目标交流信号,滤除了背景干扰的直流信号,如图 10-14 所示。

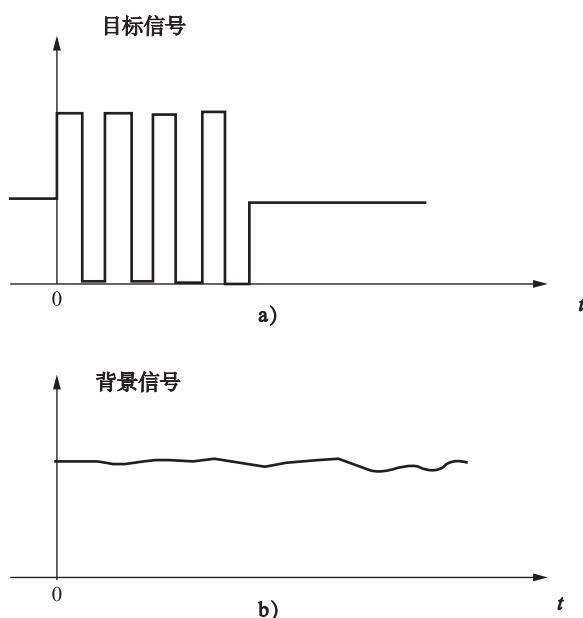


图 10-14 调制盘的空间滤波作用

四、光电转换器(红外探测器)

为满足制导系统的需要,必须将调制器输出含有目标方位信息的红外辐射能转换成电信号。进行光电转换的器件称为光电转换器。

在红外自导引制导系统中,用红外探测器作为光电转换器。红外探测器是红外导引头的重要组成部分,其品质优劣对导引头的体积、质量和作用距离起着重要作用。

红外探测器的种类很多。按物理属性可分为热探测器和光子探测器两类。

热探测器因入射辐射的热效应引起探测器某一电特性的变化。光子探测器中入射光子流与探测材料的电子直接相互作用。热探测器的响应度(每单位辐射能量输入时探测器的输出)与吸收的能量成正比,所以热探测器的响应度与波长无关;而光子探测器不对能量敏感,而是响应所吸收的光子,所以光子探测器的响应度与波长有关。

红外导引头中,目前主要用光子探测器。光子探测器分为三种类型:光电导探测器、光伏探测器和光磁电探测器。

下面就简单介绍一下这三种光子探测器。

光电导探测器是当受到红外线中的光子流辐射时,就会激发出载流子,使其电阻值降低的一种红外探测器,也叫光敏电阻。常用的光敏物质有硫化铅(PbS)、铟化钢(InSb)、碲镉汞(HgCdTe)、锗掺杂(金、铜、汞)等。光敏电阻是用化学或真空蒸发方法,将光敏物质沉积在玻璃片或真空玻璃泡的内壁上,制成厚约 $0.1\mu\text{m} \sim 1\mu\text{m}$ 的敏感层,其暗电阻约 $1\text{M}\Omega$ 到几十 $\text{M}\Omega$ 。光电导探测器的灵敏度高,结构简单、坚固,但必须加偏压工作,多数要制冷。

光伏探测器是当受到光子流照射时,产生光电压的一种光子探测器。光伏探测器实际上是一种二极管。常用的光伏探测器有铟化钢、砷化钢(InAs)、碲镉汞等。光伏探测器的探测率高,工作不需加偏压(P-N结已经提供了偏压),响应速度比光电导探测器快。

光磁电探测器是由一薄片本征半导体材料和一块磁铁组成的。入射光子使本征半导体表面产生电子、空穴对,向内部扩散时,被磁铁产生的磁场分开,形成电势。利用这个电势来探测红外线。它不需要制冷,反应速度快,不需要偏压,内阻低($<300\Omega$),噪声小,但探测率比前两种低,目前应用较少。

红外探测器常用的材料是硫化铅(敏感波段为 $2\mu\text{m} \sim 3\mu\text{m}$ 的红外辐射)、铟化钢(敏感波段为 $3\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$ 的红外辐射)、碲镉汞(敏感波段为 $8\mu\text{m} \sim 14\mu\text{m}$ 的红外辐射)。

红外探测器的主要性能指标是探测元件的灵敏阈,它表示探测元件输出信号的强度为 $1 \sim 2$ 倍噪声电平时,需要的最小辐射能。它与探测元件的噪声电平有关。

红外探测器的另一个性能指标是探测元件的时间常数,即探测元件受到红外照射时,探测器输出电压从0升到终值电压的63%所需的时间。时间常数越小,表明它对红外线的反应越快。热探测器的时间常数一般为几毫秒或更长,大多数光子探测器的时间常数为几个微秒。

五、误差信号放大器(信号处理电路)

红外探测器输出的电信号很微弱,又是调制信号,必须进一步放大、处理,以使陀螺转子进动,导引头便跟踪目标,并形成正比目标视线角速度的信号,送至控制系统。

信号处理电路一般包括输入电路、前置放大器、主放大器、解调器和自动增益控制电路等。由于采用的调制方式不同,误差信号放大器的具体形式也不同。一种调幅调制盘的误差信号放大器如图10-15所示。

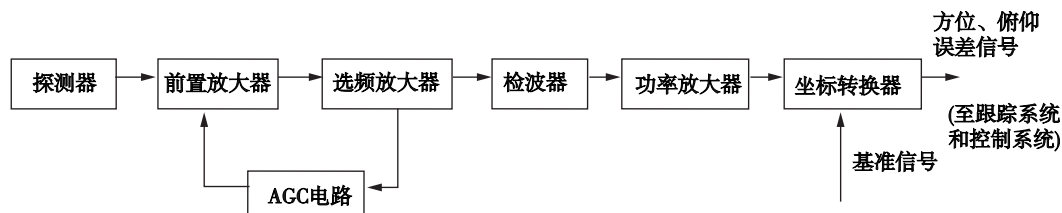


图 10-15 调幅系统的误差信号放大器

下面以调幅调制盘的误差信号放大器为例说明其工作原理。

由探测器输出的脉冲误差信号经输入电路送给前置放大器放大, 前置放大器放大后的信号经过选频放大器进一步放大, 选频放大器放大后的信号分为两路, 一路送给 AGC 电路(自动增益控制电路)以保证在大信号(弹体与目标距离近时)或小信号(弹体与目标距离远时)系统都能可靠工作; 另一路经检波器、功率放大器后输出误差信号 u_{Δ} (反映误差角 $\Delta\varphi$ 大小和方位)至坐标转换电路, 将误差信号分解为方位、俯仰两个方向的信号, 送往导引头角跟踪系统和弹上的控制系统。

六、跟踪系统

前面讨论的光学系统、调制盘、光电转换器和误差信号放大器(误差信号处理器), 解决了测量 $\Delta\varphi$ 的问题。引导头的跟踪系统则是利用误差信号放大器的输出, 使导引头的敏感轴与目标视线重合, 并得到目标视线转动的角速度 $\dot{\varphi}$ 信号, 以便按比例接近法将弹体导向目标。

由于弹体的运动速度较高, 因此, 对导引头跟踪系统的要求是: 跟踪系统的时间常数要小; 尽量减小或消除与弹体运动(摆动、振动)的耦合; 跟踪精度满足要求。为了达到上述要求, 目前红外导引头广泛采用的是陀螺稳定器跟踪系统, 其框图如图 10-16 所示。

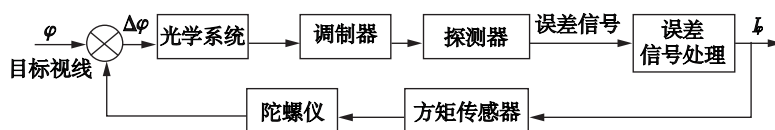


图 10-16 陀螺跟踪系统框图

导引头虽然测量出误差角 $\Delta\varphi$, 但由于陀螺的跟踪作用, 使误差信号处理器输出的电流 I_{φ} (或电压 u_{φ}) 与视线角速度 $\dot{\varphi}$ 成正比。

陀螺跟踪系统中的陀螺仪目前有两种形式: 外框架式和内框架式。

外框架式陀螺仪的转子在内外框架的里面, 在内外框架轴上各装一个力矩电机控制陀螺转子的进动。其结构尺寸、质量较大。常用于一些较大的空空导弹中。

内框架式陀螺仪的内外框架在转子的里面, 如图 10-2 所示。它由壳体组件及陀螺系统组成。壳体组件由碗形座及各种线包组成。其中的进动线圈使陀螺转子轴偏离目标视线时产生进动, 以跟踪目标。陀螺转子即镜筒组合件, 由主反射镜(是一块永久磁铁)、次反射镜、校正透镜、伞形光栏、调制盘、探测器及镜筒组成。镜筒把它们连接在一起。内框架式陀螺系统的特点是: 外形尺寸一定时光学接收口径大; 转子的转动惯量大, 减小了干扰的影响; 进动力矩直接加在转子上, 而不是加在内外框架上。许多空空导弹和小型地空导弹都用这种陀螺结构。制导弹药由于受体积的限制, 导引头中一般采用内框架式陀螺仪。

七、红外导引头的工作

一种红外制导系统的框图如图 10-17 所示。

现以该图为例简述红外导引头的工作过程。

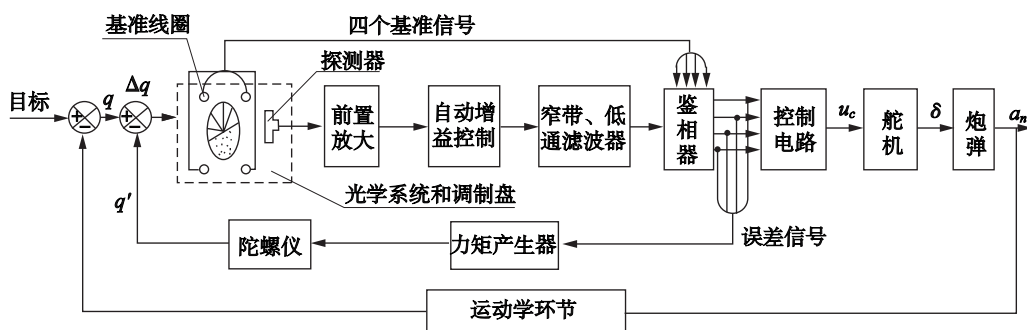


图 10-17 红外制导系统框图

目标辐射的红外线用光学系统收集，经调制盘调制后，由探测器转变为电信号。这个调制的电信号含有目标视线瞬时偏离导引头光轴的信息。信号处理电路（包括前置放大器、AGC 电路、滤波器、鉴相器）根据调制信号、相位基准信号和给定的指令工作，把输出的误差信号直接送给相应的力矩产生器，使陀螺进动，直到导引头敏感轴与目标视线重合时导引头跟踪目标。从鉴相器输出的信号在控制电路中产生导引指令 u_c ，经舵机操纵舵面，从而产生改变弹体飞行方向的横向加速度。由于导引头输出的误差信号与目标视线转动的角速度成比例，弹体速度矢量转动的角速度与横向加速度成比例，横向加速度与导引指令成比例，于是弹体速度矢量转动的角速度就与目标视线转动的角速度成比例，便实现了比例接近法引导。

第二节 红外成像自导引

红外自导引(非成像)制导中，是把目标当作点源处理的，所以也叫红外点源自导引制导。如果有显示的话，也是人为的用一个亮点或十字线等标志表示目标方位。随着红外干扰的不断发展，目标性能的提高，点源信息量已满足不了高制导精度的要求，近些年来研制了红外成像导引头。

红外成像，又称热成像，是一种实时扫描成像技术，它将景物表面温度的空间分布情况变成按时序排列的电信号，并以可见光的形式显示出来，或将其数字化储存在存储器中，为数字机提供输入，用数字信号处理方法来分析这种图像，从而得到制导信息。红外成像探测的是目标和背景间微小的温差或辐射频率差引起的热辐射分布图像。

红外成像自导引技术是一种自主式“智能”导引技术，它代表了当代红外导引技术的发展趋势。红外成像导引头采用中、远红外实时成像器，以 $8\mu\text{m} \sim 14\mu\text{m}$ 波段红外成像器为主，可以提供二维红外图像信息，利用计算机图像信息处理技术和模式识别技术，对目标的图像进行自动处理，模拟人的识别功能，实现自导引制导系统的智能化。

红外成像自导引技术的突出优点是：

(1) 制导系统有很强的抗红外干扰能力。因为红外成像自导引制导系统探测是目标和背景间微小的温差或辐射率差引起的热辐射分布图像，制导信息源是热图像，有目标识别能力，可以在复杂干扰背景下探测、识别目标，因此，要干扰红外成像制导系统是很困难的。

(2) 灵敏度和空间分辨率较高。热成像系统一般来说是用二维扫描的。数学分析证明, 它比一维扫描的灵敏度和空间分辨率要高。

(3) 探测距离远, 具有准全天候工作的能力。与可见光成像相比, 红外能较易穿透雾、霾, 其探测距离可大 3 倍~6 倍。它克服了可见光成像难以在夜间和低能见度下工作的缺点, 昼夜都可以工作。

(4) 命中精度高, 能识别敌我目标。特别是当把探测器与微处理机集成起来后, 不但能进行信号探测, 而且能做复杂的信息处理。如把它和模式识别装置结合起来, 就能完全自动地从图像信息中识别目标。

目前, 美国等西方国家积极开展红外成像导引头在末制导炮弹中的应用研究, 如美国正在为“铜斑蛇-2”155 毫米末制导炮弹研制红外成像+激光半主动复合导引头, 瑞典研制成功了“Strix”120 毫米红外成像末制导迫击炮弹。

一、红外成像导引头的基本组成

一般说来, 红外成像导引头由红外摄像头、图像处理电路、图像识别电路、跟踪处理器和摄像头跟踪系统等部分组成, 如图 10-18 所示。

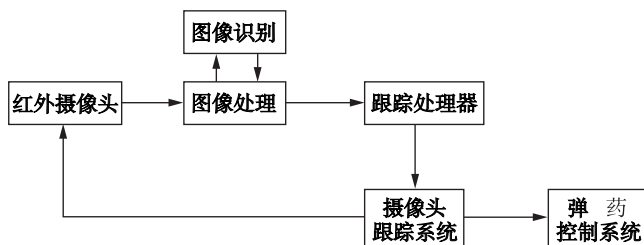


图 10-18 红外成像制导系统的基本组成

目前的红外成像导引头的工作原理为: 弹体发射前, 首先由控制站红外前视装置搜索和捕获目标, 依据视场内各种物体热辐射的微小差别在控制站显示器上显示出图像。一旦目标位置被确定, 导引头便锁定目标(可在发射前锁定在目标上或在发射后通过数据线传输指令对目标锁定)。弹体发射后, 摄像头摄取目标的红外图像并进行预处理, 以得到数字化目标图像, 经图像处理和识别, 区分出目标、背景信息, 识别出真目标并抑制假目标。跟踪装置则按预定的跟踪方式跟踪目标图像, 并送出摄像头的瞄准指令和引导指令信息, 使弹体飞向选定的目标。

以上介绍了红外成像导引头的基本组成。其中图像处理、图像识别和跟踪技术, 有兴趣的读者可以查阅有关书籍。摄像头的跟踪系统与雷达导引头、红外导引头(非成像)的跟踪系统类似, 在这里就不再赘述。下面介绍一下红外摄像头的有关知识。

二、红外摄像头

红外摄像头用来接收目标的红外辐射, 并得到其数字图像信号。它一般由光学系统、放在焦平面上的多元探测器和预处理器等部分组成。

目前已应用和研究的有两种摄像头: 光机扫描摄像头和红外凝视焦平面阵列式摄像头。

光机扫描摄像头是光学和机械扫描的合体；红外凝视焦平面阵列式摄像头是通过面阵探测器来实现景物成像的，没有扫描机构。

较早应用的红外成像自导引系统，基本上都采用光机扫描摄像头。

光机扫描摄像头原理图如图 10-19 所示。

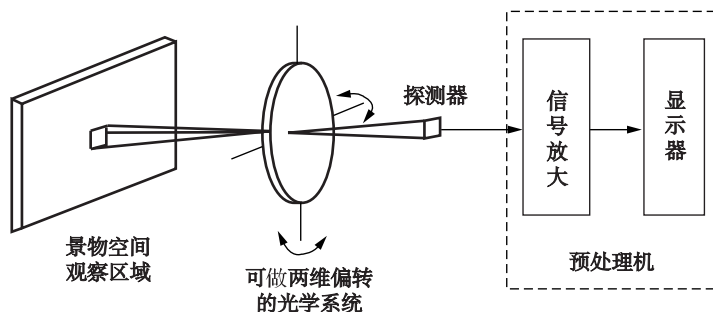


图 10-19 光机扫描摄像头原理图

光机扫描成像的扫描过程是一行一行进行的，与我们看书的过程差不多。光机扫描摄像头的多元探测器采用的是线阵式单元探测器。

红外摄像头能获得景物热图像的关键是先将景物按一定规律分割，即将整个景物空间按水平、垂直两个方向分割成若干小空间单元，单元探测器与物空间单元相对应，光学系统做方位偏转及俯仰偏转时，单元探测器对应的物空间单元在方位及俯仰方向也相应移动，摄像头依次对各空间单元扫描，经探测器和预处理器送出目标的数字图像信号。光学系统偏转角的大小决定了扫描空间范围。

光机扫描摄像头由光学接收系统和扫描机构两大部分组成。扫描机构有两种扫描方式：平行光束扫描器和会聚光束扫描器。

平行光束扫描器和示意图如图 10-20 所示。平行光束扫描器，入射的平行光直接经可摆动平面反射镜，进入探测器聚焦系统。平行光束扫描器是直接由物方来的光线进行扫描，故又称物扫描系统。

扫描机构转角 γ 与物空间转角 θ 的关系可由下式描述：

$$\theta = 2\gamma$$

显然为线性关系。在这种情况下，平面反射镜只是将入射的平行光束转折一个方向，对系统的像差没有任何影响。

会聚光束扫描器示意图如图 10-21 所示。会聚光束扫描器中，入射光束经光学系统会聚，在会聚光路中插入可摆动的平面反射镜，使其对会聚光束扫描。由于它是对像方光线进行扫描，故又称像扫描系统。

当镜面在初始位置 M 时，入射光线的光程为 $a + b$ ，当镜面转动 γ 角至位置 M' 后，要保持像点位置 D 不变，则入射光线应转动 θ 角，其光程为 $a' + b'$ 。显然有：

$$a' + b' \leq a + b$$

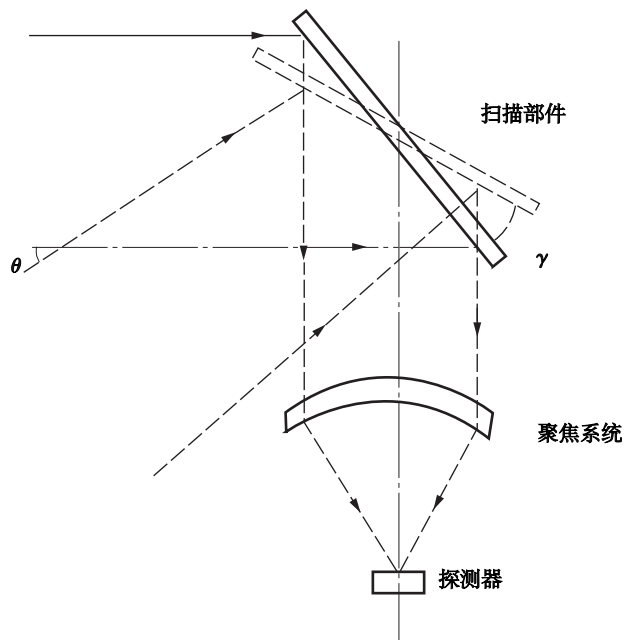


图 10-20 平行光束扫描器

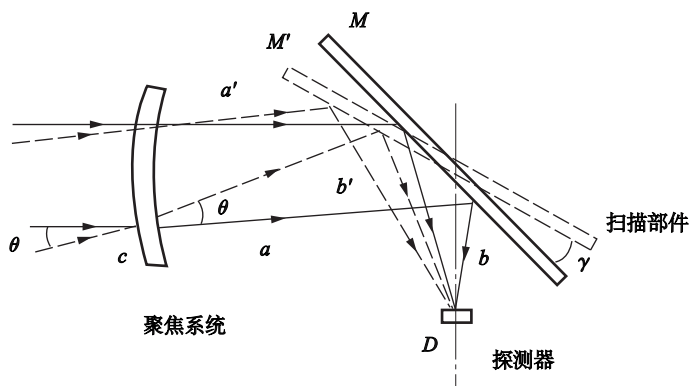


图 10-21 会聚光束扫描器

当 θ 、 γ 较小时，有：

$$\theta \approx \frac{2b}{a+b}\gamma$$

平面镜转动后光程发生变化，因散焦而增大系统像差。

20 世纪 70 年代，红外焦平面阵列问世，使红外成像制导性能明显提高，因此，红外凝视焦平面阵列式摄像头受到世界各国的重视。在焦平面阵列中，探测器的数目大大增加，使整个视场背景都可以被同时记录下来，形成视场内的红外成像。

红外焦平面阵列式摄像头原理图如图 10-22 所示。目标空间的分辨元（像素）都直接在镶嵌而成的探测器阵列上成像。面阵中的每一个探测元对应物空间的相应单元，整个面阵对

应整个被观察的背景空间。焦平面阵列的成像原理类似于照相机，把整个目标空间都同时拍摄下来。这种用面阵探测器大面积摄像，采用对图像进行分割的方法叫作固态自扫描系统，也叫凝视系统。

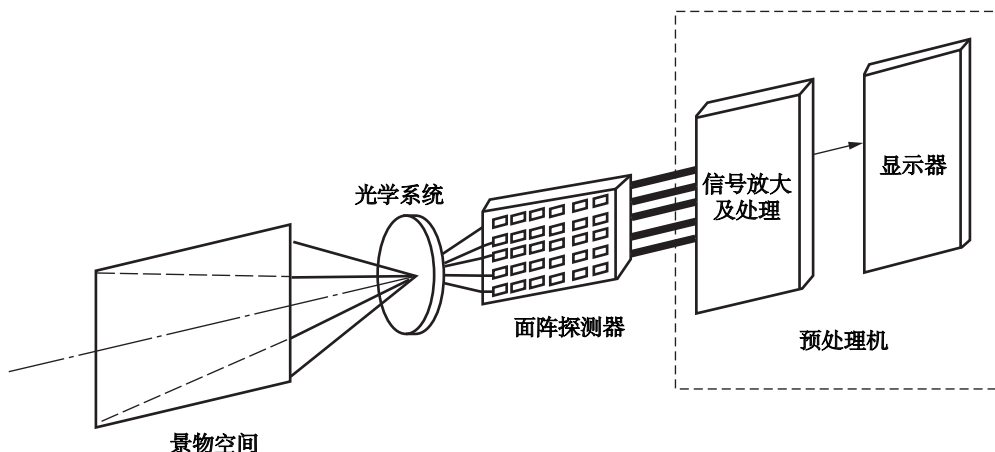


图 10-22 红外焦平面阵列式摄像头原理图

第三节 电视自导引

电视自导引制导是光电制导的一种，它和红外点源制导一样在第二次世界大战中已有应用，目前广泛用于各类导弹的末制导中，如美国的“幻兽”AGB-65A、B型空地导弹。

电视自导引的主要优点是：工作可靠、分辨率高（与红外成像自导引相比）、可以直接成像、不易受无线电干扰（与雷达自导引相比）。但受气象条件影响较大、搜索能力差、不能测距。

电视自导引系统根据其跟踪方式的不同有很多种。按摄像敏感器的性能可分为可见光电视自导引、红外光电视自导引和微光电视自导引。按在视场中提取目标位置的信息不同可以分为点跟踪电视自导引系统和面相关跟踪电视自导引系统。其中点跟踪包括边缘跟踪和形心跟踪。

由于电视自导引和红外成像自导引有较多的相似性。下面主要介绍一下电视自导引的基本原理和跟踪器。

一、电视自导引的基本原理

电视自导引是以弹体头部的电视摄像机拍摄目标和周围环境的图像，从有一定反差的背景中选出目标并借助跟踪波门对目标实施跟踪，当目标偏离波门中心时，产生偏差信号，形成引导指令，控制弹体飞向目标。

波门就是在摄像机所接收的整个景物图像中围绕目标所划定的范围，如图 10-23 所示。划分波门的目的是排除波门以外的背景信息，对这些信息不再做进一步的处理，起到选通的作用。这样，波门内的视频信号，目标和背景之比加大了，避免了虚假信号源对目标跟踪的干扰。

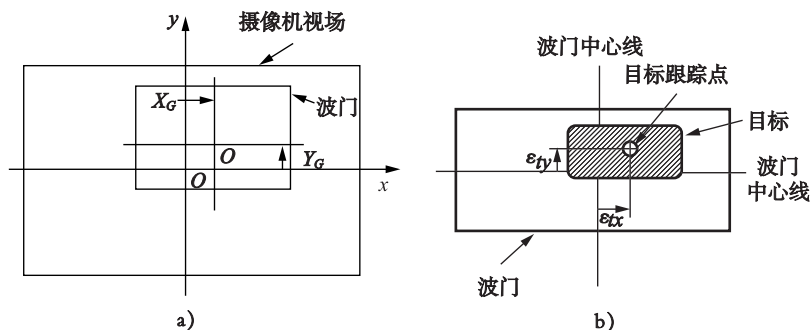


图 10-23 波门的几何示意图

电视自导引系统的简化框图如图 10-24 所示。它一般由电视摄像机、光电转换器、误差处理电路、伺服机构、弹上控制系统和控制站的显示器等组成。

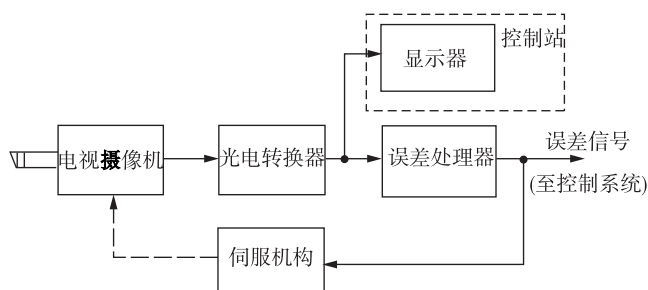


图 10-24 电视自导引系统简化框图

摄像机把被跟踪的目标光学图像投射到摄像管靶面上，并用光电敏感元件把投影在靶面上的目标图像转换为视频信号。误差信号处理器从视频信号中提取目标位置信息，并输出推动伺服机构的信号，以使摄像机光轴对准目标。显示器放在控制站，以使操作者在发射弹体之前对目标进行搜索、截获，在发射弹体之后，观察跟踪目标的情况。

二、电视导引头的跟踪器

电视导引头的跟踪器是将目标视频信号处理成与目标位置相当的误差信号。

前面提到了电视自导引系统按在视场中提取目标位置的信息不同可分为边缘跟踪电视自导引系统、形心跟踪电视自导引系统和面相关跟踪电视自导引系统，它们使用的跟踪器分别为：边缘跟踪器、形心跟踪器和相关跟踪器。

目前采用两种面积相关跟踪器，一种是矩形窗口面积相关器，用二维运算求相关函数；另一种是十字形窗口面积相关器，用一维运算求相关函数。

下面只简单介绍用模拟电路组成的十字形窗口面积相关器。这种跟踪器产生两个实用的跟踪图像，即上下跟踪的垂直图像和左右跟踪的水平图像，如图 10-25 所示。十字形窗口面积相关跟踪器的原理框图如图 10-26 所示。图像综合器(包括水平图像综合器和垂直图像综合器)把摄像机来的视频信号变换成代表视场中欲选区上的景物对比度图形的模拟信号，图

像处理机由带通滤波器和 A/D 变换器组成, 把图像模拟信号变换成一系列数字脉冲, 用以描述图像的特征。数字存储器把要攻击的目标图形变成数字参考图形存储起来。相关处理机把图像处理机来的数字图形与存储器来的参考图形连续地比较, 产生方位、俯仰误差信号, 以控制弹体飞向最高相关值的方向。去相关传感器用于监控因距离远近、视线角变化及景物旋转等引起的数字图形与参考图形的不相关程度, 当达到一定不相关值时, 产生一个信号使存储器存储新的参考图形, 以保证跟踪精度。

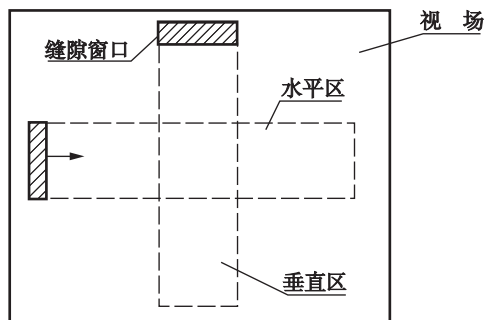


图 10-25 十字跟踪窗

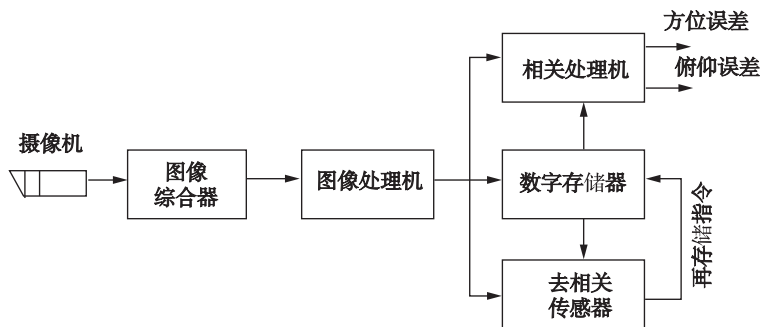


图 10-26 十字形窗口面积相关跟踪器原理框图

第四节 激光自导引

前文已对激光导引头的原理以及分类进行了详细阐述。这里, 我们以振幅和差式单脉冲激光导引头为例, 介绍激光自导引制导系统的工作原理。

振幅和差式单脉冲激光导引头由光学系统、信息处理电路和放大电路等部分组成, 安装在弹体的头部。

振幅和差式单脉冲激光导引头原理如图 10-27 所示。图中只画出了接收系统和信息处理部分, 跟踪系统没有画出。图中 Q 表示四象限探测器, 由四个光电二极管组成, 其坐标原点与光学系统的光轴重合。经过光学系统汇聚后, 在 Q 上得到半径为 r 的目标激光光斑图像, 光斑图像的中心坐标用 y 、 z 表示。如以 A 、 B 、 C 、 D 分别表示四象限管各单管接收到的激光功率。

由于光斑很小, 可用近似的线性关系求得目标的方位坐标 y 、 z :

$$y = k(A + B - C - D)$$

$$z = k(A + D - B - C)$$

式中 k ——由各部分传递系数决定的角度和功率间的变换系数。

这样, 将 y 、 z 信号送给陀螺进动系统, 使光轴对准目标, 并由预定的引导方法将弹体引向目标。

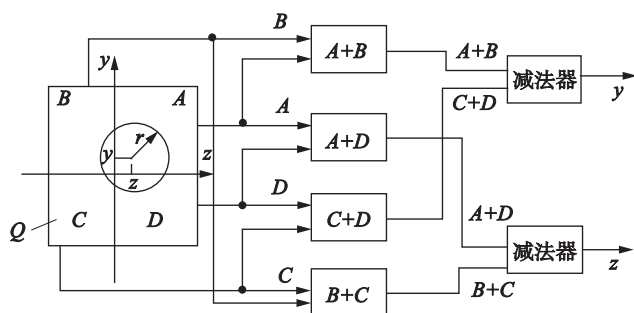


图 10-27 振幅和差式单脉冲激光导引头原理框图

“红土地”末制导炮弹的激光导引头是一种振幅和差式单脉冲激光导引头。该导引头的核心元件是双四象限光电探测器，如图 10-28 所示。探测器的光敏面分为中心区和外缘区，也可以称为线性区和继电区。继电区相应的视场为 $\pm 15^\circ$ ，起捕获视场作用，线性区对应的视场为 $\pm 3^\circ$ 的小视场，起线性跟踪视场作用。当目标漫反射的激光脉冲成像在外缘区时，该系统属继电跟踪系统；当目标漫反射的激光脉冲成像在中心区时，该系统属线性跟踪系统，因此，该导引头也叫双通道激光导引头。两种通道的转换是自动进行的。当目标漫反射的激光脉冲成像在外缘区时，经电子舱的信号处理，以 $11(^\circ)/s$ 的进动角速度，减小失调角的趋向，将目标从大视场引入小视场，使目标反射的激光脉冲成像于光电探测器的中心区，从而自动跟踪目标。

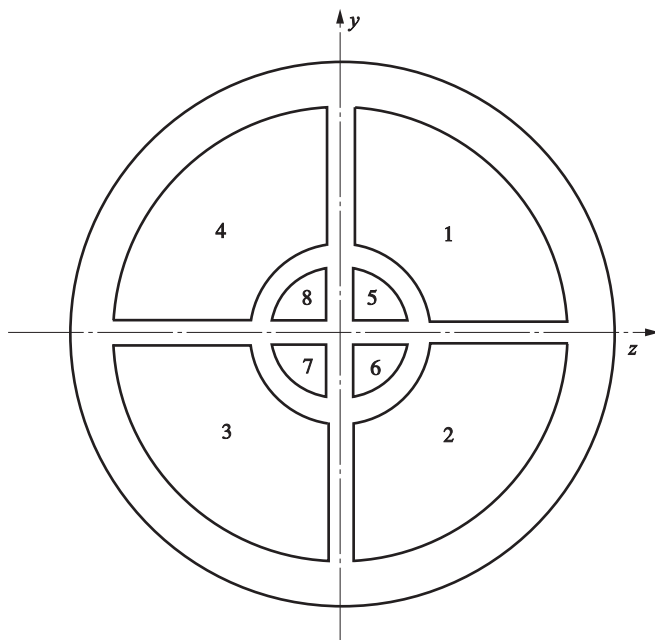


图 10-28 双四象限光电探测器原理图

第十一章 典型遥控制导

第一节 遥控指令制导

遥控指令制导，是指从控制站向弹体发出引导指令，把弹体引向目标的一种遥控制导技术。其制导设备通常包括控制站和弹上设备两大部分。控制站可能在地面上，也可能在空中，可能是固定的，也可能是运动的。控制站一般包括：目标弹体观测跟踪装置、指令形成装置、指令发射装置等。弹上设备一般有指令接收装置和弹上控制系统(自动驾驶仪)。

根据指令信道(也叫引导信道)形式的不同，遥控指令制导可分为有线指令制导和无线电指令制导两类。

一、有线指令制导

最典型的有线指令制导是光学跟踪有线指令制导，多用于反坦克导弹(如美国的“陶”)。

光学跟踪有线指令制导系统由制导站引导设备和弹上控制设备两部分组成。制导站上设备包括光学观测跟踪装置、指令形成装置和指令发射装置等，弹上设备有指令接收装置和控制系统。制导指令是通过连接制导站和导弹的指令线传送的。

光学跟踪有线指令制导示意图如图 11-1 所示。其工作过程为：当射手操纵光学瞄准具的十字刻线中心对准目标后，便将弹体发射出去。此后射手使瞄准具的十字刻线跟踪目标，同时观测弹体位置相对目标线的偏差值，借手动控制盒发出引导指令。指令沿传输线(电焊丝)传向弹体，使其飞向目标。传输线的线圈可装在弹上或发射点，导弹飞行时线圈自动放线。

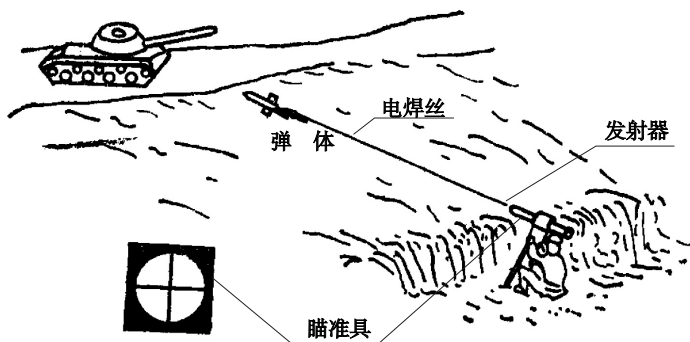


图 11-1 手动跟踪有线指令制导示意图

以上讲述的是第一代反坦克导弹所使用的制导方式，采用的是手动跟踪有线指令制导。第二代反坦克导弹采用的是半自动跟踪有线指令制导，光学跟踪装置包括目标跟踪仪(光学瞄准镜)和导弹红外测角仪，它们同轴安装。弹体的尾部安装有曳光管，如图 11-2 所

示。导弹发射后,射手只需将光学瞄准镜的十字刻线中心对准目标即可。若导弹偏离瞄准线,与瞄准镜同轴安装的红外测角仪便自动测出导弹与瞄准线的偏差,并将此偏差自动送给控制箱,控制箱自动产生控制指令,经传输线送到弹上,纠正导弹的飞行偏差,直至命中目标。

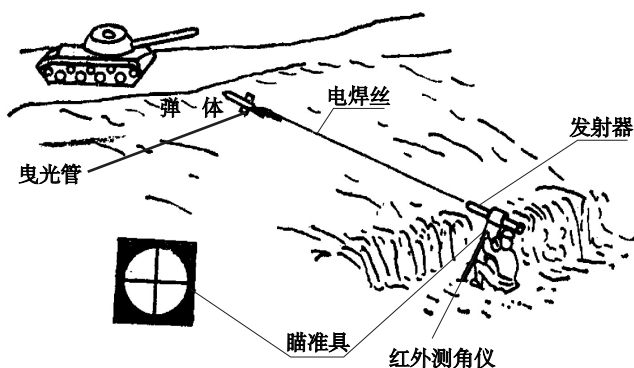


图 11-2 半自动跟踪有线指令制导示意图

半自动跟踪与手动跟踪相比,射手工作量减小,弹速有所提高(能提高一倍左右),弹速仅受传输线释放速度等因素的限制,而手动跟踪时,弹速过高射手来不及反应(射手要跟踪弹体)。

有线指令制导一般采用重合法引导。有线指令制导的特点是制导系统简单,不易受干扰,但由于制导站和弹体之间存在传输线,弹体的飞行速度不能太高($V_d < 300\text{m/s}$),最大射程一般不超过 4km。

二、无线电指令制导

与有线指令制导不同,无线电指令制导系统中引导指令是通过指令发射装置以无线电的方式送给弹体上的。无线电指令制导包括雷达指令制导、电视指令制导等。

1. 雷达指令制导

利用雷达跟踪器来跟踪目标、弹体,测定目标、弹体的运动参数的指令制导系统,称为雷达指令制导系统。

典型的雷达指令制导的示意图如图 11-3 所示。其工作过程为:由控制站的雷达观测跟踪器同时对弹体、目标进行观测跟踪,得到弹体与目标线的角偏差和目标运动数据,送往引导指令形成装置,根据选取的引导方法和预定的运算程序,指令形成装置输出引导指令,并经指令发射装置,以无线电的方式送给弹体;弹上指令接收装置接收引导指令,送给控制系统,则使弹体按选定的引导方法准确地飞向目标;为了对弹体跟踪,当采用无线电雷达时,观测器要专门向弹体发射脉冲式询问信号,弹体收到询问信号后,立即发出应答信号给控制站。

雷达指令制导弹上设备简单,制导精度较高。但是随着弹体斜距的增大,测角误差引起的制导误差也随之增大,这种制导技术引导弹体的最大距离约在 50km 以内。

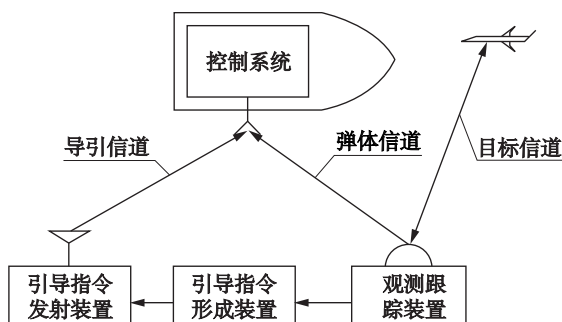


图 11-3 无线电指令制导示意图

为了增大引导距离，20 世纪 70 年代后期发展起来了另一种雷达指令制导技术，TVM 制导 (Track - Via - Missile)。它的工作原理如图 11-4 所示。由控制站向目标发射跟踪波束，经过目标反射给弹体，弹上的目标测量设备测得的目标在弹体坐标系中的瞬时坐标数据，由 TVM 下行线发回控制站。控制站还由弹体的跟踪波束获得弹体的坐标数据。于是控制站的计算机将弹体坐标数据和目标相对弹体的坐标数据进行实时处理，便得到引导指令，经指令上行线送给弹体，使弹体飞向目标。

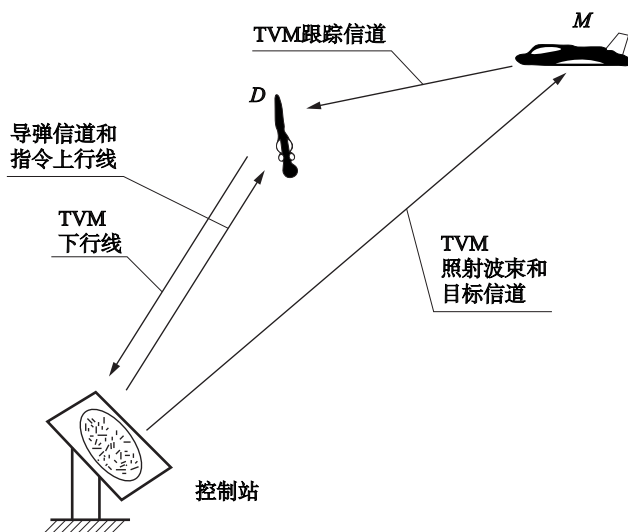


图 11-4 TVM 制导工作原理

TVM 制导的特点是引导误差与引导距离无关，制导距离远，其主要缺点是弹上装有目标坐标测量设备，弹药的成本高，难于进行手控跟踪。TVM 制导主要用于遥控制导的末段，与典型的遥控指令制导配合使用时，能够实现远距离制导，引导距离可达 100km 以上。美国的地空导弹“宙斯盾”“爱国者”末段均采用 TVM 制导。

2. 电视指令制导

电视制导是利用目标反射的可见光信息对目标进行捕获、定位、追踪和导引的制导系统。

目前装备和发展的电视制导武器的制导方式有两种：电视自导引制导和电视遥控指令制导。电视自导引制导属于自导引制导的范畴，将在后面的章节中介绍。下面简单介绍一下电视遥控指令制导。

电视指令制导系统示意图如图 11-5 所示。电视指令制导系统由弹上的电视设备观察目标，制导系统由弹上设备和制导站两部分组成。弹上设备包括摄像管、电视发射机、指令接收机和弹上控制系统等。制导站上有电视接收机、指令形成装置和指令发射机等。弹体发射以后，弹上的电视摄像管不断地摄下目标及周围的景物图像，通过电视发射机发送给制导站。操纵员从电视接收机的荧光屏上可以看到目标及周围的图像。当弹体对准目标飞行时，目标的影像正好在荧光屏的中心；如果弹体的飞行方向发生偏差，荧光屏上的目标影像就偏向一边。操纵员根据目标影像偏离情况移动操纵杆，形成指令，由指令发射装置将指令发送给弹体，弹体上的指令接收装置将收到的指令送给弹上控制系统，使其操纵弹体，纠正弹体的飞行方向。

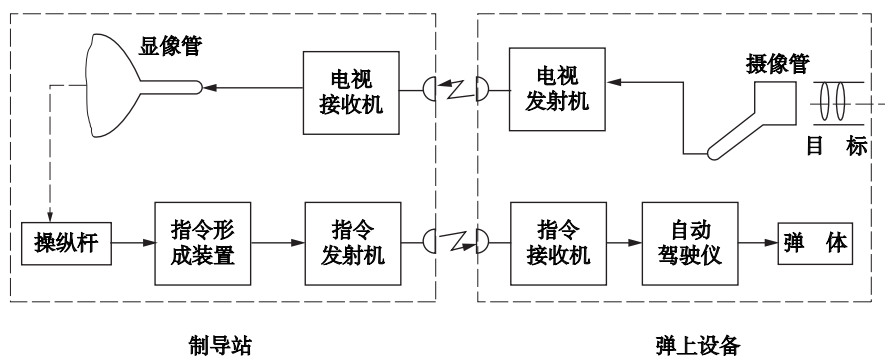


图 11-5 电视指令制导系统示意图

这是早期发展的手动电视制导方式，这种电视制导系统包含两条无线电传输线路，一条是从弹体到制导站的目标图像传输线路，另一条是从制导站到弹体的遥控线路。这样就有两个缺点：一个是传输线容易受到敌方的电子干扰；另一个是制导系统复杂，成本高。

现今的电视指令制导弹药大多数采用的是电视跟踪无线电指令制导系统。在电视跟踪无线电指令制导系统中，电视跟踪器装在制导站上，弹体尾部装有曳光管。当目标和弹体均在电视跟踪器的视场内出现时，电视跟踪器探测曳光管的闪光，自动测量弹体飞行方向与电视跟踪器瞄准轴的偏离情况，并把这些测量值送给计算机，计算机经计算形成制导指令，由无线电指令发射机向弹体发出控制信号；同时电视自动跟踪电路根据目标与背景的对比度对目标信号进行处理，实现自动跟踪。

电视跟踪一般与雷达跟踪系统复合使用，电视摄像机与雷达天线瞄准轴保持一致，在制导中相互补充，夜间和能见度差时用雷达跟踪系统，雷达受干扰时用电视跟踪系统，从而提高制导系统总的作战性能。

第二节 激光驾束制导

激光驾束制导,利用激光束跟踪目标,飞行在激光束中的弹体感受其在光束中的位置,产生引导指令,使弹丸命中目标。

激光驾束制导系统具有两个显著的优点:一是制导设备轻;二是制导精度高。正是因为有这两个显著的特点,激光驾束制导受到了世界各国的重视,目前已经在一些防空导弹和炮射导弹中得到了应用。

一、制导系统的基本组成

典型的激光驾束制导系统的组成示意图如图 11-6 所示。

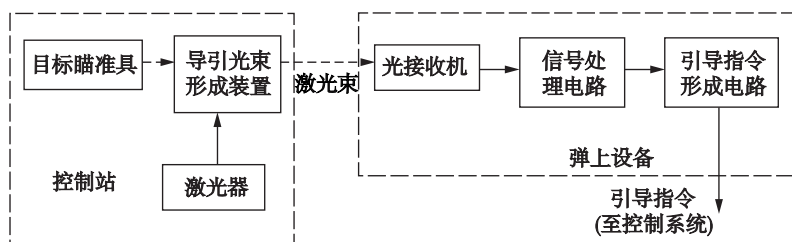


图 11-6 典型的激光驾束制导系统的组成示意图

目标瞄准具一般是光学望远镜,以手控或自动跟踪的方式使引导激光束对准目标。

激光器是一个强功率的激光源,一般采用固体或气体激光器,工作在脉冲或连续波状态。

引导光束形成装置将激光器产生的强功率激光变为引导光束。为使弹体能够识别自己在引导光束中的位置,引导光束可采用圆锥扫描、旋转正交扫描或空间编码等形式。

光接收机接收控制站来的光信息,并将其转变为电信号(视频信号)。

信号处理电路对光接收机送来的视频信号进行滤波、识别分析,将有用的信号以数字的形式送给引导指令形成装置。

引导指令形成装置完成弹体偏离光束轴的线偏差计算,形成引导指令,送至弹上控制系统。

二、旋转-正交扫描激光驾束制导

所谓旋转-正交扫描光束,是控制站顺次产生的四个扁平状的扫描激光束,如图 11-7 所示。最先产生光束 1,由其起点扫到终点,即刻又产生光束 2,也由其起点扫

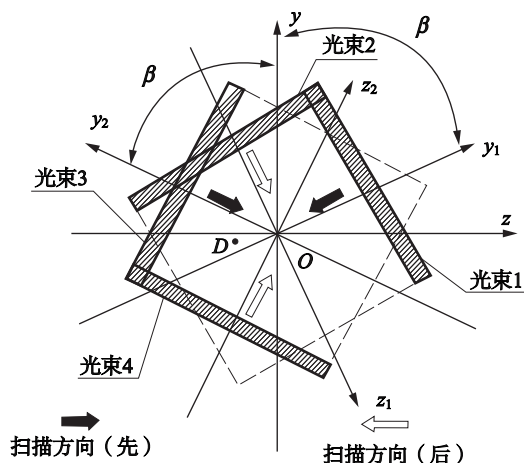


图 11-7 旋转-正交扫描激光束

到终点, 间隔 Δt 后产生光束 3, 由其起点扫到终点, 即刻产生光束 4, 由其起点扫到终点。接着产生光束 1……如此重复下去。令与光束 1、2 扫描相对应的是 y_1Oz_1 坐标系, 令与光束 3、4 扫描相对应的是 y_2Oz_2 坐标系。它们相对跟踪器固连坐标系 yOz 旋转 β 、 $-\beta$ 。因此光束 1、2、3、4 的运动, 便形成旋转-正交扫描光束。

下面具体讨论一下弹体线偏差的求解过程。

设四个光束的扫描速度和扫过的线长 L_0 (或扫一次所需要时间 T_0) 相等, 且各光束扫描范围中心与目标瞄准具的光轴重合。当弹体位于 D 点时, 光束 1、2 扫过, 弹体接收到信号 S_1 、 S_2 (均为脉冲组), 两信号间隔时间为 Δt_1 。由于只对 S_1 、 S_2 间隔感兴趣, 所以, 可将 y_1 轴、 z_1 轴按扫描方向连接起来, 如图 11-8 所示。则有:

$$L_0 + y_1 + z_1 = \frac{L_0}{T_0} \Delta t_1 \quad (11-1)$$

同理, 光束 3、4 扫过弹体时, 弹体收到光信号 S_3 、 S_4 的时间间隔为 Δt_2 , 则:

$$L_0 + y_2 + z_2 = \frac{L_0}{T_0} \Delta t_2 \quad (11-2)$$

由式(11-1)、式(11-2)可见, 时间间隔 Δt_1 、 Δt_2 中含有弹体在 y_1Oz_1 、 y_2Oz_2 两个坐标系中坐标值的信息。由坐标系 y_1Oz_1 、 y_2Oz_2 与坐标系 yOz 的转换关系, 便得到弹体在 Oy 、 Oz 轴的上坐标值, 即得到了弹体相对跟踪器固连坐标系 yOz 中的坐标值。

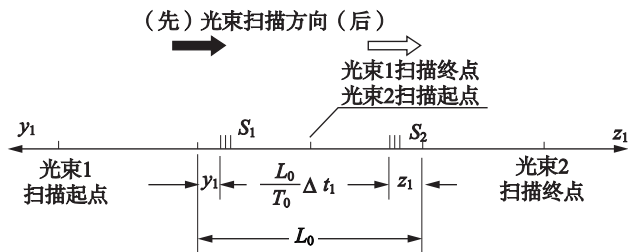


图 11-8 扫描光束 1、2 扫过弹体时弹上的脉冲信号

坐标系 y_1Oz_1 与坐标系 yOz 的转换矩阵为:

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta \\ -\sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \quad (11-3)$$

坐标系 y_2Oz_2 与坐标系 yOz 的转换矩阵为:

$$\begin{bmatrix} y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta \\ \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \quad (11-4)$$

将式(11-1)、式(11-2)用矩阵表示得:

$$\begin{bmatrix} y_1 + z_1 \\ y_2 + z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\Delta t_1}{T_0} - 1 \right) L_0 \\ \left(\frac{\Delta t_2}{T_0} - 1 \right) L_0 \end{bmatrix} \quad (11-5)$$

由式(11-3)、式(11-4)可得:

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta \\ \cos\beta & -\sin\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \quad (11-6)$$

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\beta & \cos\beta \\ \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \quad (11-7)$$

将式(11-6)、式(11-7)相加得:

$$\begin{bmatrix} y_1 + z_1 \\ y_2 + z_2 \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta \\ \cos\beta & -\sin\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin\beta & \cos\beta \\ \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \quad (11-8)$$

$$\begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta \\ \cos\beta & -\sin\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin\beta & \cos\beta \\ \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} y_1 + z_1 \\ y_2 + z_2 \end{bmatrix} \quad (11-9)$$

将式(11-5)代入式(11-9), 整理得:

$$\begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = -\frac{1}{2\sin 2\beta} \begin{bmatrix} \frac{\Delta t_1}{T_0} L_0 (\cos \beta - \sin \beta) - \frac{\Delta t_2}{T_0} L_0 (\cos \beta + \sin \beta) + 2L_0 \sin \beta \\ -\frac{\Delta t_1}{T_0} L_0 (\cos \beta + \sin \beta) + \frac{\Delta t_2}{T_0} L_0 (\cos \beta - \sin \beta) + 2L_0 \sin \beta \end{bmatrix} \quad (11-10)$$

当 $\beta = 60^\circ$ 时, 上面的矩阵可简化为:

$$\begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{0.2113\Delta t_1 + 0.7887\Delta t_2}{K} - L_0 \\ \frac{0.7887\Delta t_1 + 0.2113\Delta t_2}{K} - L_0 \end{bmatrix} \quad (11-11)$$

式中 K ——由光束 1 次扫描决定的常数, $K = \frac{T_0}{L_0}$ 。

可见, 光束 1、2 正交扫描一次测得弹体收到的两个光脉冲组信号的时间间隔 Δt_1 ; 光束 3、4 正交扫描一次测得弹体收到的两个光脉冲组信号的时间间隔 Δt_2 。由式(11-11), 便得到弹体在跟踪器固连直角坐标系的坐标 (y, z) , 坐标 (y, z) 分别是高低、方位方向的线偏差。根据线偏差弹体形成引导指令, 控制弹体沿跟踪器光轴飞行。

三、调制盘空间编码激光驾束制导

调制盘空间编码激光驾束制导时, 激光信息控制场的形成原理如图 11-9 所示。

激光器产生的具有很小散射角的光束在调制盘上聚成编码光斑。调制盘用于激光辐射的时空调制。

在某型炮射导弹武器系统中, 采用了一个调制盘及转像系统, 调制盘示意图如图 11-10a 所示。调制盘的光栅图形的中心为调制盘的中心。光栅图形为透光和不透光的间隔条纹, 两个光栅图形分别用于俯仰和偏航方向的编码调制, 利用其上的光栅刻线可保证使激光辐射通过区域依次遮断。入射光束经调制盘调制后经转像系统转像再次由调制盘调制, 如图 11-10b 所示。

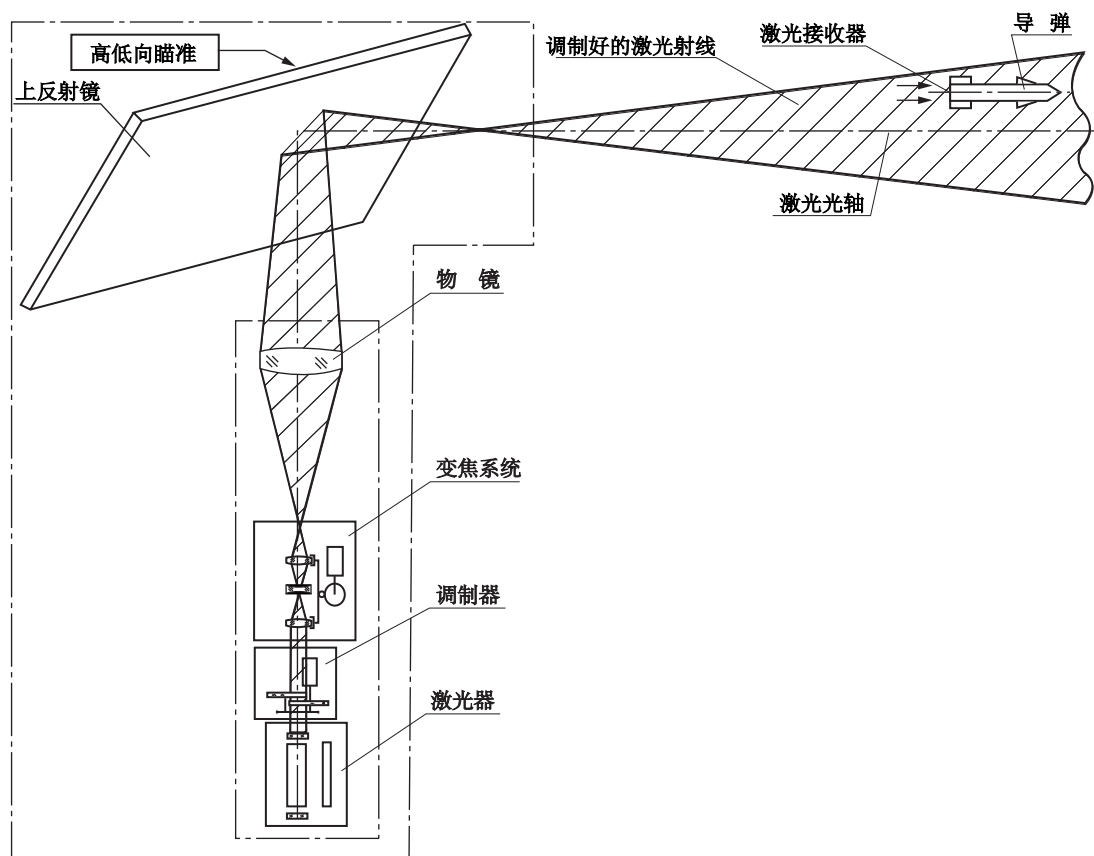


图 11-9 激光信息控制场的形成原理图

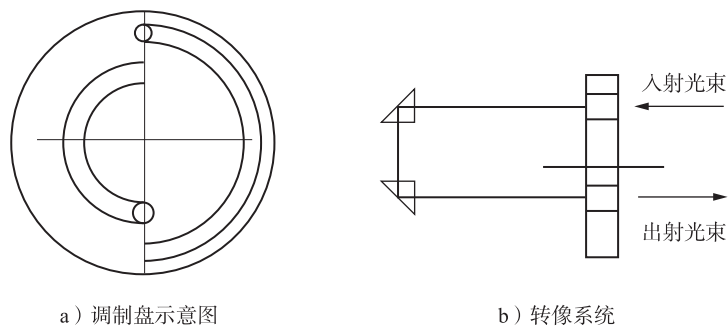


图 11-10 突击炮制导装置的调制盘及转像系统

在另外一种型号炮射导弹武器系统中，调制盘有两个，且平行设置，两个调制盘的转速相同，转向相反。两个调制盘的光栅图形都位于调制盘的边缘，且光栅图形的中心与调制盘的中心重合。其中一个调制盘用于俯仰方向的编码调制，另一个调制盘用于偏航方向的编码调制，如图 11-11 所示。

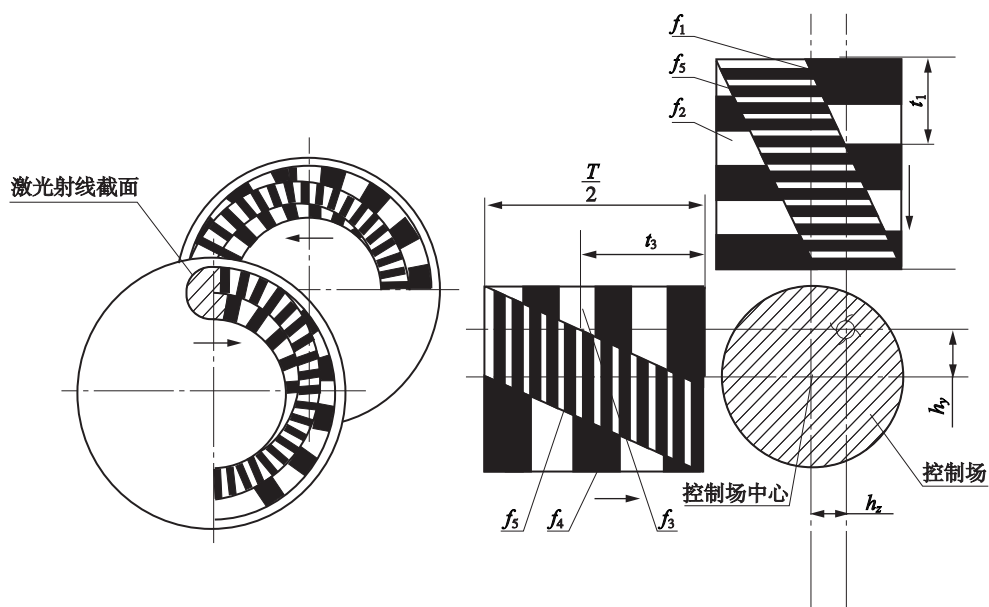


图 11-11 地面反坦克炮制导装置的调制盘及空间频率编码调制原理图

偏航通道上光栅图形的频率为 f_1 、 f_2 、 f_3 ，俯仰通道上的光栅图形的频率为 f_3 、 f_4 、 f_5 ，控制信号的频率为 f_1 、 f_2 、 f_3 、 f_4 ，而 f_5 不作为控制信号，仅起抗干扰作用。

变焦系统的作用是保证导弹在飞行距离内，空间控制场的直径近似为常数(6m)。

制导装置形成 5 个频率 f_1 、 f_2 、 f_3 、 f_4 、 f_5 调制的光束，光束的横截面便是导弹的控制场。我们认为，控制场的中心与瞄准具轴线是重合的。根据导弹在控制场中的位置，激光接收器接收信息频率脉冲束组合。当导弹位于控制场中心右方时为 f_1 ，位于左方时为 f_2 ，位于上方时为 f_3 ，位于下方时为 f_4 。此外，激光接收器还接收为标定信号功率所必需的信号频率 f_5 。

随着导弹距离控制场中心愈远，则信息频率信号束的持续时间愈长，频率 f_5 下降。随着导弹向控制场中心接近，则信息频率信号的持续时间愈短，频率 f_5 增大。

导弹处于控制场中不同位置时，由弹上激光接收机接收到不同调制频率的激光信息信号，并将其转变为电信号，送给弹上的电子仪器，处理得到控制指令，再送给陀螺坐标仪，将相对地面坐标系的误差信号变化为与弹体固连的旋转坐标系的控制指令信号，并将此指令信号送给两套互相垂直的舵机系统，从而控制导弹的运动，使导弹始终保持在激光束控制场的中心线飞行。

当导弹偏离激光波束控制场的中心，例如处于中心线以下时，弹上接收机接收到的激光信息信号中，主要是包含有 f_4 频率的激光信息信号，偏离中心线的距离越大， f_4 频率的激光信息信号的持续时间也越长。因而经电子仪器的坐标鉴别电路输出的慢变化直流信号的幅度也越大，且极性为负。这个负极性的慢变化的信号经陀螺坐标仪集流环的分解后，分别送到两套舵机系统的综合校正电路上，去控制舵机的动作，从而产生导弹上仰运动，随之形成升力的增大，使导弹回到激光波束控制场的中心上来。

参考文献

- [1]王儒策,刘荣忠,苏玳,等.灵巧弹药的构造及作用[M].北京:兵器工业出版社,2001.
- [2]赵晓利,王军波.弹药学[M].北京:解放军出版社,1998.
- [3]祁载康.制导弹药技术[M].北京:北京理工大学出版社,2002.
- [4]钱杏芳,等.导弹飞行力学[M].北京:北京理工大学出版社,2000.
- [5]娄寿春.导弹制导技术[M].北京:宇航出版社,1989.
- [6]余超志,等.导弹概论[M].北京:北京工业学院出版社,1985.
- [7]杨绍卿.灵巧弹药工程[M].北京:国防工业出版社,2010.
- [8]毕开波,王晓东,刘智平.飞行器制导与控制及其 MATLAB 仿真技术[M].北京:国防工业出版社,2009.
- [9]周立伟,刘玉岩.目标探测与识别[M].北京:北京理工大学出版社,2004.
- [10]孟秀云.导弹制导与控制系统原理[M].北京:北京理工大学出版社,2003.
- [11]雷虎民.导弹制导与控制原理[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [12]黄建伟.精确制导技术[M].北京:中国大百科全书出版社,2007.
- [13]刘洁瑜,余志勇,汪立新,等.导弹惯性制导技术[M].西安:西北工业大学出版社,2010.
- [14]于云峰,王鑫,尉建利.飞行器控制系统元件[M].西安:西北工业大学出版社,2009.
- [15]陈水华.惯性系统中的惯性仪表——加速度计[J].海陆空天,2012,(109):151-152.
- [16]李相银,姚敏玉,李卓,等.激光原理技术与应用[M].哈尔滨:哈尔滨工业出版社,2003.
- [17]陈鹤鸣,赵新彦.激光原理及应用[M].北京:电子工业出版社,2009.
- [18]罗建军,马卫华,袁建平,等.组合导航原理与应用[M].西安:西北工业大学出版社,2012.
- [19]张天光,王秀萍,王丽霞,等译.捷联惯性导航技术[M].北京:国防工业出版社,2010.

- [20] 杨晓东, 王伟. 地磁导航原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [21] 寇义民. 地磁导航关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [22] 高峰. 弹道修正弹飞行姿态角磁探测技术及其弹道修正方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
- [23] 邓江涛. 基于地磁原理的弹体滚转姿态探测装置研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2010.
- [24] 向超. 旋转弹体背景磁场模型和地磁姿态测试方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [25] 王雪松, 李盾, 王伟, 等. 雷达技术与系统[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009.

